

Н.А. ПОГОРЕЛОВ

НЕВОСТРЕБОВАННОЕ НАСЛЕДСТВО

**ЗАПИСКИ ОБ АВИАКОНСТРУКТОРЕ
Р.Л. БАРТИНИ**



Эта книга — воспоминания о выдающемся авиационном конструкторе, «красном бароне», «советском итальянце» Роберте Людвиговиче Бартини.

Это воспоминания о разностороннем учёном, исследователе и мыслителе, одном из самых образованных и эрудированных технических специалистов своего времени, самобытным, во многом загадочным и необыкновенно интересным человеку, чьи идеи и труды, к сожалению, не были в своё время оценены по достоинству и не были востребованы.

Сведения о нём искусственно замалчивались, а его работы тщательно скрывались за особой секретностью, поэтому до сих пор о том, что в СССР был такой Главный конструктор, ничего не известно не только широкой публике, но даже большинству непосредственно связанных с авиацией людей.

Зато тех немногих, кому посчастливилось знать этого необыкновенного человека, не могла не поражать его удивительная судьба, переполненная всевозможными и героическими, и драматическими, и трагическими событиями, не могли не восхищать необыкновенная целеустремлённость, сила духа, стойкость, неиссякаемый оптимизм, с которыми он прошёл по жизни, неустанно и мужественно борясь с косностью и посредственностью. Преодолевая бесконечные, в основном искусственные трудности и препятствия, он буквально фонтанировал интереснейшими, намного опережающими своё время идеями, предложениями и проектами. Его могучий интеллект, широта научного и инженерного кругозора, техническая и научная смелость, неподдельная интеллигентность и обаяние были настолько притягательными, что возможность общаться с ним, а тем более работать под его руководством мог считать за честь любой авиационный специалист.

Однажды такая честь выпала и мне.

В период с начала 1970-го и до конца 1974 года (вплоть до его смерти) мне довелось работать с Робертом Людвиговичем в качестве его заместителя над одним из его необычных проектов — уникальным экспериментальным вертикально-взлетающим самолётом-амфибией ВВА-14, который в те годы проектировался, строился и испытывался в Таганроге, в ОКБ гидроавиации.

Я мог наблюдать его в моменты творчества, мог видеть его методы и приёмы работы, проявление его необыкновенных конструкторских и аналитических способностей, следить за ходом его мыслей, т.е. мог заглядывать в его творческую «кухню». Я бывал рядом с ним на разнообразных совещаниях, на встречах с коллегами и с высоким начальством, мог видеть

его в минуты короткого отдыха, а иногда и в домашней обстановке, имел возможность слушать его интереснейшие рассказы, рассуждения и мнения по самым разнообразным вопросам, его размышления вслух.

И чем больше я общался с Робертом Людвиговичем, чем лучше его узнавал, чем основательнее знакомился с его проектами и с незатухающим потоком разнообразных новых предложений, тем больше поражали меня размах его интересов, оригинальность, неизменная перспективность и глубина его идей, его постоянная устремлённость в будущее, тем масштабнее делалась в моих глазах его личность, тем грандиознее становилась его фигура. Мне в этом, буквально бурлящем какой-то колдовской творческой энергией и в то же время необыкновенно скромном, лишённом всякой амбициозности, человеке виделся один из тех легендарных, чрезвычайно редких уникальных элитных учёных высочайшего уровня, чья деятельность определяет пути развития техники, является источником технического прогресса, чьими усилиями человеческая цивилизация продвигается вперёд.

Тем более удивляло и возмущало то, в каких ужасных условиях вынужден был трудиться этот необыкновенный учёный и конструктор, как ограничивались его возможности, как во вред нашей авиационной науке и технике отвергались его перспективнейшие предложения, как мешали его творчеству.

Это не вязалось ни с какой логикой. Исходя из интересов страны, учёный такого масштаба, как Р.Л. Бартини, работавший исключительно на будущее, должен был получать самую энергичную поддержку со стороны властей. Однако вместо этого и вопреки здравому смыслу, власти всячески тормозили его деятельность, а его самого и все его удивительно интересные, нацеленные на перспективу проекты тщательно прятали от широкой общественности.

И только в самом конце жизни Роберта Людвиговича в широкую печать стали проникать некоторые скудные отрывочные сведения о нем. Но как тогда, так и после его смерти, это были редкие публикации в не очень популярных газетах или в специализированных журналах, которые сводились к коротким заметкам или небольшим статьям, раскрывающим только некоторые отдельные эпизоды и моменты его жизни. Исключение составляет книга И.Чутко «Красные самолёты», в которой автор, хорошо знавший Р.Л. Бартини, создал очень привлекательный образ, рассказав с явной симпатией о его необычной судьбе, о невероятной силе его интеллекта, о его всестороннем таланте, чрезвычайном творческом потенциале, исключительных духовных качествах.

Однако и эта интересная книга является только первой серьёзной попыткой раскрыть всю глубину и величие этого необыкновенного человека.

Предстоит ещё очень много написать и рассказать о Р.Л. Бартини.

И это обязательно будет сделано. А пока о нём должна собираться информация от тех немногих ещё живых людей, которым в своё время посчастливилось знать Бартини.

Решил внести свою лепту в это дело и я.

Подаренная мне судьбой счастливая возможность тесного общения с Р.Л. Бартини в течение почти пяти последних лет его жизни, особенно интенсивной и плодотворной, обязывала меня рассказать о драматических событиях, участником или свидетелем которых я был, рассказать об обстановке и условиях, в которых он работал, о радостных, горьких и болезненных моментах и эмоциях, пережитых и испытанных вместе с ним.

По прошествии более 30 лет после смерти Р.Л. Бартини, когда писалась эта книга, сгладилась острота, улеглись эмоции, стали понятнее мотивы многих поступков, прояснились причины и устоялись оценки происшедшего. Время позволило взглянуть на события тех лет и рассказать о них как можно более объективно и спокойно.

К сожалению, во время непосредственной работы с Бартини о написании книги у меня не могло возникнуть даже предположения, да и напряженная обстановка тех лет едва ли позволяла бы вести системные записи.

Поэтому претендовать на полноту и системность моя книга не может. Кроме фактов и впечатлений, оставшихся в моей памяти, кроме запомнившихся рассказов самого Роберта Людвиговича и свидетельств некоторых знавших его и работавших с ним людей, в книге использованы мои отрывочные дневниковые записи, заметки, наброски планов и графиков, черновики отчётов, переписки, эскизные проработки и другие рабочие материалы, выполнявшиеся в период совместной работы над самолётом ВВА-14, черновые материалы по трубным и стендовым экспериментам, а также результаты их обработки и анализа. Использованы также материалы по обобщению последних разработок и предложений Роберта Людвиговича, выполненные уже после его смерти.

То же можно сказать и об услышанном лично от Роберта Людвиговича. Он не очень охотно вспоминал о разных событиях своей жизни и о своих работах, и не любил, когда его просили об этом. Только иногда, очень редко, этот, в общем-то, закрытый и даже в какой-то мере таинственный человек позволял себе разговориться.

Строгой объективности от этой книги ожидать трудно еще и потому, что с первых дней знакомства с Робертом Людвиговичем я был покорён колдовской силой его личности и находился в плену его необыкновенного обаяния. Я и до сих пор неравнодушен к нему, к его работам, к его судьбе. Поэтому мой рассказ о нём и мои оценки некоторых событий, конечно же, не могут не быть субъективными и не отражать глубокую симпатию к этому удивительному человеку и, не скрою, неприязнь к его оппонентам.

Возможно, компенсировать этот «изъян» позволит максимальная точность, с которой я постарался изложить все известное мне о проектах Бартини. Что, собственно, и является основной целью книги. Но еще одной задачей было отразить взгляды Роберта Людвиговича на развитие всей авиационной индустрии, в том числе мировой, и проиллюстрировать сюжетами из его собственной судьбы природу уже при нем начавшегося разложения и упадка советского авиапрома.

Книга рассчитана, главным образом, на работников авиационной промышленности, на студентов и преподавателей авиационных ВУЗов, на людей, в той или иной степени связанных с авиацией, и на тех читателей, которые интересовались авиацией и хотя бы немного знакомы с ней.

Рассказать об особенностях проектов Р.Л. Бартини можно было только техническим языком с использованием специальной терминологии и большого количества иллюстраций. Поэтому, несмотря на то, что о сугубо технических вещах рассказывается максимально упрощённо, книга может быть интересной в основном подготовленному читателю.

1. ГЛАВА ПЕРВАЯ

1

Впервые фамилию Бартини я услышал в 1954 году, когда мы, группа выпускников ХАИ, получивших назначение в ОКБ О.К. Антонова, с первых же дней окунулись в работу по проектированию самолета Ан-8.

Коллектив ОКБ был молодым, малочисленным. Конструкторов с большим опытом еще не было. А самолет был, как мы тогда думали, первой ласточкой среди специальных десантно-транспортных самолетов, создаваемых в нашей стране. Мы считали себя первопроходцами, очень этим гордились и рвались в бой. В частности, перед бригадой фюзеляжа, в которой я тогда работал конструктором, стояла задача спроектировать грузовую кабину, способную вмещать в себя самоходную военную технику, загрузка, и воздушное парашютное десантирование которой должно производиться через хвостовой грузовой люк. Но при проектировании у нас возникало много вопросов, на которые ответов мы сами найти не могли. Мы не знали, например, как решить конструкцию широкого, нагруженного техникой силового грузового пола и обеспечить прочность и жесткость хвостовой части фюзеляжа, разрезанного небывало большим люком, открывающимся в воздухе. Мы, да и наши руководители, приехавшие с Олегом Константиновичем из Новосибирска лишь с опытом создания самолета Ан-2, нервничали, не находя нужных решений.

И тогда в один из дней в бригаде появились чертежи фюзеляжа необычного и совершенно незнакомого нам самолета. Как нам сказали, это были чертежи транспортного самолета, который безуспешно пытался построить какой-то Главный конструктор Бартини, итальянец по происхождению. О таком Главном конструкторе нам, молодым ребятам, ничего не было известно. Его имя не упоминалось ни в одном учебнике, ни в одной книге по истории авиации.

Никакой информации об этом человеке и о самолете, чертежи которого мы рассматривали, нам никто не дал и теперь. Просто посоветовали повнимательнее присмотреться к ним и, по возможности, перенять полезные конструктивные решения.

А интересного в этих чертежах было много. Прежде всего, нас поразила своей оригинальностью форма поперечного сечения фюзеляжа, в которой размещалась грузовая кабина. Это была опрокинутая на бок сдвоенная восьмерка. В этой грузовой кабине ширина была больше высоты. Такое

сечение позволяло на широком грузовом полу размещать перевозимую технику в два ряда и наиболее рационально использовать весь полезный объем грузовой кабины. Вообще вся конструкция была настолько необычной, что казалась даже немножко фантастичной. Мы, молодые и неопытные, ничего подобного никогда не видели и были очарованы таким неординарным решением.

Не особенно задумываясь, мы позаимствовали у этого самолета силовую схему и конструкцию грузового пола, состоящую из набора продольных силовых балок ферменной конструкции с металлическим настилом, конструкцию бимсов, окаймляющих большой хвостовой проем, и конструкцию каркаса люкового отсека. Благодаря этому нам удалось довольно быстро спроектировать фюзеляж. Самолет пошел в постройку, а чертежи бартиневского фюзеляжа как-то незаметно исчезли из бригады. Поглощенные работой над Ан-8, мы довольно быстро забыли об этом эпизоде, так и не разобравшись, чьей помощью воспользовались, кто этот таинственный Главный конструктор и что собой представлял его самолет.

Но мы тогда и не могли бы этого узнать, так как все сведения были строго засекречены. А мания засекречивания всего, что нужно и не нужно, была доведена в нашей стране до полного абсурда. Ведь мы узнавали, например, о характеристиках новых отечественных самолетов даже родственных нам ОКБ из американских периодических изданий. Тотальной засекреченностью, правда, укрывались не столько наши достижения, сколько наш низкий общетехнический уровень, да еще изолировались от широкого признания действительно выдающиеся умы, — но кто мог тогда это понимать.

Только много лет спустя я узнал, что самолет, чертежи фюзеляжа которого так помогли при проектировании самолета Ан-8, был первым широкофюзеляжным десантно-транспортным самолетом с герметичной грузовой кабиной, который строился еще в 1946-1948 годах и назывался Т-117. Он, как и все другие проекты Р.Л. Бартини, на много лет опережал свое время.

Второй раз я встретился с фамилией Бартини в 1966 году.

Я тогда работал начальником филиала ОКБ О.К. Антонова на ташкентском авиационном заводе. В филиале работало 250 конструкторов разных специальностей. Мы, наряду с сопровождением опытной партии и постановочной серии самолета Ан-22, занимались самостоятельными разработками различных модификаций самолета Ан-12. Об этом знали в МАПе и довольно часто привлекали нас помимо основного ОКБ к участию в некоторых посторонних разработках. Однажды мне позвонил наш ведущий по МАПу и попросил направить группу квалифицированных конструкторов

в ОКБ Камова для помощи в выполнении какого-то проекта. Опять все было покрыто мраком секретности. О том, кому мы оказываем помощь и что конкретно нужно было делать, стало ясно, только когда наши люди приехали на место. Оказалось, что работа предстоит с группой Главного конструктора Бартини, которая «квартирует» на территории ОКБ Камова. Из рассказа было понятно только, что проектировался какой-то вертикально взлетающий самолет с многодвигательной силовой подъемной установкой, с очень необычным внешним видом, с какими-то огромными надувными поплавками вместо шасси. Работа по этому самолету ведется, как будто, по постановлению правительства уже несколько лет, но продвигается очень медленно из-за отсутствия у Главного конструктора своего ОКБ.

Эта заочная встреча, в отличие от первой, уже не забывалась.

А настоящее, очное знакомство с этим Главным конструктором состоялось в самом начале 1970 года...

2

Мои обстоятельства сложились так, что к концу 1969 года в родном ОКБ я оказался невостребованным. И в это время начальник 6-го Главка МАП А.В.Болбот, бывший первый заместитель О.К.Антонова, который знал меня с 1954 года, то есть с момента поступления в ОКБ, предложил мне работу с Р.Л. Бартини. За что я ему бесконечно благодарен.

В декабре 1969 гда он вызвал меня к себе и сообщил следующее.

Еще в 1965 году вышло постановление ЦК КПСС и СМ о создании по предложению Главного конструктора Р.Л. Бартини экспериментального вертикально-взлетающего самолета. В настоящее время эта работа поручена коллективу таганрогского ОКБ гидроавиации, где после ухода Г.М. Бериева Главным конструктором и ответственным руководителем стал А.К. Константинов. Бартини назначен вторым Главным конструктором этого ОКБ. Но так как Бартини не может постоянно находиться в Таганроге, есть должность заместителя Главного конструктора, которому поручается руководство работами по этому самолету в таганрогском ОКБ. До настоящего времени эту должность исполнял В.И. Бирюлин, который в свое время перешел к Бартини из ОКБ Камова, но теперь вернулся. Бартини просит замену Бирюлину и настаивает, чтобы это был человек со стороны, а не из Таганрога. Если я согласен на такую работу, если согласен переехать из Киева в Таганрог и если я понравлюсь Р.Л. Бартини, то могу попробовать поработать в этой должности.

Делая мне такое предложение, А. Болбот, очевидно, рассчитывал на то, что из-за моего давнего увлечения проблемами вертикального и укороченного взлета и системами УПС, которыми я занимался в ОКБ О.К.Антонова в должности начальника бригады перспективного проектирования и ведущего конструктора самолетов Ан-40 и Ан-42, моя кандидатура должна заинтересовать Р.Л. Бартини, а мне должна быть интересна работа с таким Главным конструктором, да еще над таким необычным самолетом.

О таком предложении я мог только мечтать. Для меня вопрос был только в одном — подойду ли я Главному конструктору.

Первая встреча и мое знакомство с Робертом Людвиговичем Бартини произошло в 6-ом Главке МАП. С тех пор прошло почти 40 лет, но основные моменты этой встречи остались в памяти до сих пор.

В назначенное время я зашел в кабинет Р.С. Короля, начальника нашего отдела. Там уже сидел и беседовал с ним пожилой мужчина с удивительно красивым римского типа лицом. Это был Р.Л. Бартини. Радамир Степанович представил нас друг другу. Роберт Людвигович встал и подал мне руку. Я ощутил крепкое рукопожатие небольшой, но довольно жесткой кисти. Передо мной стоял невысокий, плотный, коренастый, но не толстый человек, которому на вид я мог бы дать не более 60-65 лет. Одет он был в темно-серый двубортный костюм. Ворот рубашки был расстегнут и галстук немного распушен. Он внимательно посмотрел на меня и спросил с явным акцентом:

— Можно, я буду называть Вас просто Николаем?

Я рассказал ему о себе, о том, чем занимался, работая у О.К.Антонова, почему согласен на предлагаемую работу. Роберт Людвигович внимательно слушал, задавал вопросы. Просил подробнее рассказать о работах по УПС, особенно по экспериментам в ЦАГИ и об их результатах. Очень заинтересованно расспрашивал о схемах вертикально-взлетающих транспортных самолетов, которые мы пытались проработывать у О.К.Антонова. Перевел разговор на перспективы транспортной авиации и на общее положение в нашем самолетостроении. Потом опять вернулся к моей работе у О.К.Антонова, попросил рассказать о существовании конфликта с руководством ОКБ и о причине моего ухода. Чувствовалось, что Роберт Людвигович пытается прощупать меня с разных сторон. Но делал он это очень мягко и деликатно. Потом сказал, что о самолете ВВА-14 он говорить сейчас не будет, т.к. сначала мне нужно основательно познакомиться с имеющимися материалами. А вот об организационной стороне предстоящей работы поговорить надо именно сейчас.

Дело в том, сказал он, что у него, как у Главного конструктора, своего ОКБ и производственной базы нет. Для выполнения этого конкретного постановления руководством МАП и правительства выбрано таганрогское опытно-конструкторское бюро гидросамолетов, которому и поручено проведение всех экспериментальных, проектных, производственных и испытательных работ. Для этого он, Бартини, назначен Главным конструктором этого ОКБ и именно он отвечает и за результаты работы, и за сроки их выполнения. Но в ОКБ есть свой Главный конструктор А.К. Константинов, у которого есть своя тематика, свои планы, свои авторские амбиции, свое понимание перспектив развития гидроавиации. Кроме того, А.К. Константинов одновременно является ответственным руководителем организации, т.е. вся административная власть в его, и только в его, руках. Второй, «чужой» Главный конструктор Бартини лишен какой либо административной власти, хотя именно он отвечает за весь ход работ по самолету. Такая схема организации работы очень несовершенна, она чревата конфликтами и искусственными трудностями. Руководство ОКБ, желающее работать над своими «родными» темами, может при определенных условиях оказывать противодействие выполнению работ «чужого» Главного конструктора, навяванных силой. Такая схема может приводить к отсутствию у исполнителей творческой инициативы при работе с «чужой» темой или к искусственному подавлению такой инициативы руководством ОКБ. Именно из-за несовершенства организационной структуры события по самолету ВВА-14 развиваются так медленно и вяло. С такими конфликтами и трудностями могу столкнуться и я, поскольку буду заместителем Главного конструктора именно по самолету ВВА-14, т.е. заместителем «чужого» Главного конструктора. Для того, чтобы работа по ВВА-14 успешно продвигалась, эти трудности придется преодолевать постоянно, и я должен быть готов к этому.

Тогда я воспринял это предупреждение Роберта Людвиговича не очень серьезно. Очевидно, был еще наивным человеком. Мне казалось, что сам факт постановления ЦК КПСС и СМ является «охранной грамотой» от всяких препятствий и противодействий.

Потом Роберт Людвигович рассказал мне о состоянии дел с самолетом ВВА-14 на тот момент. Выполнен и защищен эскизный проект, который делался еще на территории ОКБ Камова небольшой группой конструкторов, подчиненных непосредственно Роберту Людвиговичу, и с периодическим привлечением людей из разных других организаций. Там же разработан и построен ряд моделей для аэродинамических исследований и подключены

к работе лаборатории ЦАГИ и СибНИА. Технический проект разрабатывался уже с участием таганрогского ОКБ. Уже в Таганроге был спроектирован и построен макет самолета и проведена макетная комиссия при участии специалистов МАП и военного заказчика. Там сейчас идет выпуск рабочих чертежей на первый летный экземпляр и экземпляр для статических испытаний. К производству самолета решением МАП в помощь ОКБ подключен серийный таганрогский авиационный завод им. Димитрова, которому поручено изготовление двух экземпляров корпуса самолета.

На всю проделанную работу ушло пять лет. Сроки, заданные постановлением, неоднократно срывались. Сейчас, после ухода В.И. Бирюлина, работа в Таганроге идет совсем медленно. Моя задача как можно быстрее войти в курс дела и включиться в работу. Нужно внести живую струю и в проектирование и в постройку самолета. Работа будет интересная, но очень непростая.

Все это Роберт Людвигович говорил спокойным, ровным, тихим голосом, безо всяких эмоций. Разговор продолжался больше часа.

В конце разговора Роберт Людвигович сказал, что прежде всего мне нужно поехать в Ухтомку в ОКБ Камова, где находится его конструкторская группа, и познакомиться с эскизным проектом ВВА-14 и другими материалами. Затем нужно бы съездить в Таганрог, познакомиться с городом, с ОКБ, с серийным заводом. И все очень трезво оценить, прежде чем принимать окончательное решение.

На этом наша первая встреча и первый разговор закончились. Договорились на следующий день встретиться в Ухтомке.

Перед этой первой встречей, я ничего не знал о Роберте Людвиговиче — ни о его человеческих качествах, ни о его работах, ни о его романтической и одновременно трагической судьбе. Поэтому впечатления мои были самые непосредственные, непредвзятые.

Я увидел интеллигентного эрудированного человека, умеющего заинтересованно слушать собеседника и вести с ним разговор на равных, не демонстрируя и не подчеркивая при этом ни в коей мере своего интеллектуального превосходства и высокого служебного положения. Меня поразило удивительное умение Роберта Людвиговича при первой же встрече с незнакомым человеком найти располагающий к откровению тон разговора. Его неподдельная уважительность и мягкость создали на первых же минутах непринужденную легкую атмосферу общения. Этот человек, безусловно, отличался от всех встречавшихся мне ранее людей своим необыкновенным тактом и каким-то врожденным благородством. Это впечатление

подчеркивалось и его внешностью — прямой осанкой, слегка приподнятой головой и необыкновенно красивым лицом древнеримского аристократа. Тогда я еще не знал о его действительно благородном происхождении, но при первой же встрече у меня интуитивно возникло такое чувство. Я понял, что мне встретился необыкновенный человек.

3

На следующий день утром я отправился знакомиться с моей будущей работой и людьми, с которыми предстояло делать общее дело.

Не знаю точно, когда на территории ОКБ Н.И. Камова организовалась группа Роберта Людвиговича. Кажется, когда вышло постановление по ВВА-14. Но когда работы по ВВА-14 передали в таганрогское ОКБ и Р.Л. Бартини назначили вторым Главным конструктором, группу переподчинили Таганрогу и переименовали в Ухтомский филиал.

К моменту моего знакомства с Р.Л. Бартини филиал состоял из 40—45 человек, в числе которых было лишь два-три конструктора, давно знавших Роберта Людвиговича и работавших с ним прежде. Филиал размещался в главном конструкторском корпусе, в двух помещениях. На втором этаже был кабинет Бартини с маленьким «предбанником», на третьем — приличных размеров конструкторский зал.

Рабочий кабинет Роберта Людвиговича, площадью в 18-20 квадратных метров, был очень скромн, но, насколько я знаю, полностью устраивал своего хозяина, чрезвычайно непритязательного и совершенно равнодушного ко всяким атрибутам, подчеркивающим высокое служебное положение. Как он потом говорил, в этом кабинете ему хорошо работаетя.

В филиале встретил меня один из старейших соратников и помощников Бартини, работавший с ним с 1929 года, Иосиф Александрович Берлин, очень эрудированный, опытный и весьма осведомленный человек. С его помощью я проштудировал эскизный проект, изучил все имеющиеся экспериментальные материалы, подтверждающие заложенные в самолет характеристики, попытался основательно разобраться в принципиальных особенностях этого оригинального и очень необычного проекта. Помогал в этом и сам Роберт Людвигович.

Самолет оказался вертикально-взлетающей противолодочной амфибией и представлял собой новое слово в гидроавиации. Новым была не только оригинальная схема и принцип взлета этого самолета, но и его использование в качестве оружия для борьбы с подводными лодками. Роберт

Людвигович обстоятельно рассказывал мне об идеологии и концепции построения единой глобальной противолодочной системы и о месте в ней самолета ВВА-14.

Беседовали мы с Робертом Людвиговичем и на другие темы. Он увлеченно говорил о возможностях использования аэродинамической и компоновочной схемы этого самолета для создания летательных аппаратов с динамической воздушной подушкой под корпусом и экранным эффектом. Кое-что он рассказывал мне и о прежних своих работах, и о своей истории.

За те несколько дней, которые я тогда провел в Ухтомском филиале, я узнал то, о чем раньше не имел ни малейшего представления, о чем никогда и нигде не мог ни прочесть, ни услышать. Я узнал, что Роберт Людвигович Бартини, сын итальянского барона и высокопоставленного государственного чиновника, получивший аристократическое воспитание и образование, отказался по идейным соображениям от полагавшегося ему высокого положения и миллионного наследства, став одним из основателей итальянской компартии. В 1923 году после работы в подполье он был переправлен в СССР и дал клятву посвятить свою жизнь тому, чтобы «красные самолеты летали быстрее черных». В СССР он получил звание генерала и работал в авиационной промышленности Главным конструктором. До 1938 года им были спроектированы и построены такие самолеты, как:

- «Сталь-6» — самый быстрый (420 км/час — на 100 км/час быстрее самолетов того времени) истребитель с одноколесным убирающимся шасси, испарительным охлаждением, изготовленный с применением электросварки разнородных сталей.
- «ДАР» — первый советский дальний арктический разведчик, способный садиться на воду, на лед, на снег и на траву.
- «Сталь-7» — первый советский скоростной дальний самолет по схеме «обратная чайка». В 1939 году установил мировой рекорд скорости на дистанции 5000 км.
- «ДБ-240» и «Ер-2» — дальние скоростные бомбардировщики (модификация «Стали-7»).
- «Сталь-8» (спроектирован с учетом опыта «Сталь-7») — боевой истребитель со скоростью в 630 км/час, что по тем временам было почти невероятным.

Я узнал, что в этот период, практически на заре нашего самолетостроения, Бартини были выполнены впервые в нашей стране интереснейшие

научные и инженерные разработки, получившие впоследствии широкое применение. К таким, например, относятся:

- Аэродинамические «профили Бартини», применявшиеся на многих самолетах (1924 г).
- Схемы велосипедного убираемого в полете одноколесного и однолыжного шасси (1930 г).
- Теория аналитического построения аэродинамических контуров (бесплазовый метод, который стал особо перспективным, когда появились компьютеры и станки с ЧПУ) (1931 г).
- Испарительное охлаждение самолетных двигателей, позволяющее убрать водяные радиаторы и существенно уменьшить лобовое сопротивление самолета (1932г). Внедрено на немецких самолетах «Хейнкель-100» и «Хейнкель-113».
- Система управления самолетом с переменным в полете передаточным числом, широко внедренная в самолетостроении (1932 г).
- Разработка новых схем гидросамолетов (1930 — 1935 г):
 - схема гидросамолета-моноплана с толкающим двигателем над крылом (1930 г), осуществленная Главным конструктором Г.М. Бериевым в 1934г на самолете «МБР-2»;
 - двухлодочная схема с двигателями над крылом (1930г), осуществленная Главным конструктором А.Н. Туполевым в 1934г на самолете «НК»;
 - схема тандемной установки двигателей с винтами, работающими соосно (1935 г).
- Винт в кольцевом крыле. Получен эффект отрицательного сопротивления, названный «эффектом Бартини».
- Взлетно-посадочные полозья для льда и суши — прототип грунтовых лыжных шасси (1934 г).
- Новая система механизации крыла — двойные плавающие элероны на концах крыла и щитки по всему размаху задней кромки — прототип механизации современных транспортных самолетов (1935 г).
- Схема «обратной чайки», применявшаяся потом на многих отечественных и зарубежных самолетах (1935 г).
- Испытательная установка «Бегущий экран» для аэродинамической трубы, широко применяющаяся в настоящее время для исследований взлетно-посадочных характеристик. (1935 г).
- Аэродинамическая схема летательного аппарата, имеющего большой центроплан малого удлинения с боковыми шайбами (1935 г). Это прототип схемы с «аэроходным устройством», которая заложена

и в ВВА-14, и в предлагаемые Робертом Людвиговичем схемы экранопланов и экранолетов.

Я узнал, что в 1938 году Р.Л. Бартини арестовали, почти год мучили в тюремных подвалах, а потом перевели в тюремное ОКБ (ЦКБ-29 НКВД), в так называемую «шарашку», где под личным командованием Л.П. Берии он вместе с А.Н. Туполевым, В.М. Мясищевым, С.П. Королевым и другими выдающимися Главными конструкторами работал над проектами новых самолетов. Что, будучи заключенным, он в этой «шарашке» разработал проекты двух совершенно оригинальных сверхзвуковых самолетов — истребителя «Р» и перехватчика «Р-114». Оба по схеме «летающего крыла», с лыжным шасси и системами управления пограничным слоем.

Узнал, что, работая в «шарашке», он, наряду с проектированием, занимался исследованием и разработкой таких проблем, как:

- газодинамическое и конструктивное слияние несущих и тянущих частей аппарата (крыла и двигателя) путем превращения внутренней полости крыла в комбинированный прямоточно-жидкостный плоский двигатель, использующий инжекцию перегретых паров горючего (1942 г). Подобная работа была опубликована за рубежом только в 60-х годах;
- использование ЖРД с эжекторами для управления пограничным слоем путем отсоса и многих других.

Узнал, что после окончания войны, находясь еще под арестом, он одним из первых Главных конструкторов отреагировал на необходимость перевода страны на мирные рельсы и в 1945 году спроектировал пассажирский самолет «Т-107» с двухпалубным (двухэтажным) герметичным фюзеляжем и трехкилевым оперением. Проект был утвержден и рекомендован к постройке.

Узнал, что когда Роберта Людвиговича перевели в Таганрог, он, будучи еще арестантом, возглавил ОКБ-86, в котором наряду с «эсками», работали вольнонаемные инженеры. В этом ОКБ в период 1946-1948 годов им были спроектированы первые в СССР крупные десантно-транспортные самолеты:

- «Т-117» — средний транспортный самолет с несущим фюзеляжем, широким грузовым полом и герметичной грузовой кабиной, способный перевозить танки, грузовики и другую военную технику. Было построено два экземпляра самолета, но к летным испытаниям они допущены не были.
- «Т-200» — тяжелый десантно-транспортный самолет с несущим плоским двухбалочным фюзеляжем и открывающейся задней кромкой несущего фюзеляжа в качестве хвостового грузового люка.

- «Т-210» — тот же «Т-200», но с системой управления пограничным слоем для сокращения длины разбега и пробега и для увеличения дальности полета.

При строительстве самолета «Т-117» в 1946 году был впервые в отечественном самолетостроении применен метод аналитико-шаблонного бесплазового производства. По этому методу, разработанному и предложенному Р.Л. Бартини еще в 1931 году, все поверхности задаются аналитическим уравнением.

При работе над проектом самолета «Т-210» Робертом Людвиговичем в 1947 году были разработаны специальные дозвуковые профили с отсосом, а также спроектирована экспериментальная установка для отсоса пограничного слоя, которая была установлена в аэродинамической трубе Новочеркасского политехнического института.

Я узнал, что после окончания срока заключения (Роберт Людвигович, в отличие от многих своих коллег по «шарашке», которых освободили досрочно, отсидел свои полные 10 лет), его направили в г. Новосибирск, где он работал в СибНИА. Этот период его жизни связан с продолжением исследований и с разработками систем управления пограничным слоем. В СибНИА он работал над:

- исследованием ламинизированных профилей;
- разработкой методики расчета пограничного слоя при отсосе воздуха через пронизаемый контур профиля;
- теорией и экспериментами по управлению пограничным слоем посредством отсоса воздуха через продольные щели;
- созданием специальной оригинальной испытательной аппаратуры для аэродинамических исследований УПС.

Но особое место в этот период занимали его работы по новой схеме тяжелого сверхзвукового самолета типа «летающего крыла». В отчетах и сборниках трудов СибНИА того времени отражены такие, например, работы Роберта Людвиговича, как:

- исследование аэродинамических характеристик и летных данных реактивного бомбардировщика схемы «летающее крыло» с переменной по размаху стреловидностью (1955г);
- исследование физической картины обтекания стреловидных крыльев с целью улучшения их характеристик продольной и поперечной устойчивости (1955 г),
- исследование статической устойчивости и механизации реактивных бомбардировщиков типа «летающего крыла» (1955 г),

- исследование аэродинамических характеристик крыла с серповидной передней кромкой (1956 г),
- аэродинамическая компоновка двигателей в кормовой части крыла (1958г).

Эти и другие работы привели к созданию впервые в мире схемы тяжелого сверхзвукового самолета по схеме бесхвостки с так называемым «оживальным крылом». На этой схеме впервые были принципиально решены вопросы аэродинамической компоновки такого крыла, обеспечивающей устойчивость, как на дозвуковом, так и на сверхзвуковом режимах полета. Это произошло на 10 лет раньше подобных разработок для самолетов «Конкорд» и «Ту-144».

Я узнал, что в период 1956-1958 годов, на основе этих работ по указанию министра обороны Г.К. Жукова и при его активной поддержке Робертом Людвиговичем были разработаны реальные проекты целого семейства морских сверхзвуковых тяжелых дальних бомбардировщиков «А-57», «Е-57», «Ф-57», «Р-57» и «А-58», способных совершать длительные полеты на сверхзвуковых режимах. Это произошло на пару лет раньше создания проекта американской «Валькирии». Однако в связи со смещением Г.К. Жукова с должности министра обороны, эти проекты не получили дальнейшего развития.

С 1962 года Бартини начал работать над новой схемой дозвукового летательного аппарата вертикального взлета и над разработкой складывающихся в полете емкостей малого веса, обеспечивающих плавучесть аппарата. Эти работы привели к предложению о создании ВВА-14.

Я также узнал, что в настоящее время Роберт Людвигович работает над новыми предложениями по созданию летательных аппаратов, использующих принцип экранного эффекта и динамической воздушной подушки, а также разрабатывает единую глобальную транспортную систему, основанную на использовании таких аппаратов.

Узнал также, что этот неутомимый человек по вечерам пишет работы по теоретической физике.

Все, что я узнал в это посещение Ухтомского филиала о Роберте Людвиговиче и о его работах, меня потрясло. Но еще больше меня поразило вопиющее несоответствие между тем, что сделал он для нашей авиации, что делает для нее сейчас и что может еще сделать в будущем, с теми условиями, в которых он вынужден работать.

Во время нашего знакомства и уже до конца его жизни единственным официальным постоянным рабочим местом Бартини был этот маленький

простой кабинет на территории чужого ОКБ и эта небольшая и очень разнородная группа конструкторов, которая называлась Ухтомским филиалом. Возможности же филиала по воплощению и оформлению его идей и предложений даже в самые предварительные проектные документы были очень ограничены. Коллектив был слишком малочисленным и, главное, недостаточно квалифицированным. Выходившие из филиала материалы страдали скороспелостью, неточностями, а иногда и принципиальными ошибками и даже конъюнктурой, что наносило большой вред престижу филиала. Кроме того, в филиале не было никакой производственной базы, а к производству ОКБ Камова людей Бартини не допускали. Ни для более глубокой конструкторской проработки, ни для проведения самых простых экспериментов, ни даже для выполнения демонстрационных моделей никаких условий не было.

Однако менять это рабочее место на какое-нибудь другое он не хотел. Роберт Людвигович считал, что должен жить в Москве. Круг его творческих интересов в то время не ограничивался самолетом ВВА-14. У него были грандиозные планы и предложения по экранопланам, экранолетам и экраноходам, по которым он развивал взаимоотношения с министерством морского флота, с транспортниками, с военными моряками и многими исследовательскими институтами. Ему нужны были постоянные контакты с руководством МАП, где ему приходилось пробивать всякие вопросы по обеспечению своих проектов. Ему, как он говорил, нельзя было терять связь с влиятельными кругами авиационной науки и военных, он должен был постоянно напоминать о себе.

Возникал естественный вопрос: почему такой человек, как Р.Л. Бартини, не имеет своего ОКБ?

Тогда я этого понять не мог.

2. ГЛАВА ВТОРАЯ

1

Задание на проектирование нового противолодочного самолета было выдано Министерству авиационной промышленности нашими военными в связи с появлением такого мощного наступательного оружия, как атомные ракетноносные подводные лодки. Новый противолодочный самолет рассматривался как одно из звеньев намеченной к разработке глобальной системы противолодочной обороны. Он предназначался для выполнения в тесном взаимодействии с военно-морскими силами отдельных задач по поиску, слежению и уничтожению подводных лодок противника в стратегически важных для обороны зонах мирового океана. Основными районам такого самолета должны были быть:

- Балтийское и Черное моря;
- На северо-западе — Баренцево и Карское моря, северо-восточная часть Норвежского моря, восточная часть Гренландского моря;
- На Тихом океане — Охотское и Японское моря, западная часть Берингова моря и районы Тихого океана, прилегающие к Курильской гряде и островам Японии.

Такой самолет должен был отвечать следующим требованиям:

- быть амфибийным, чтобы базироваться как на береговых сухопутных аэродромах, так и на прибрежных акваториях;
- обладать относительно большой дальностью полета (до 3500-4000км) для достижения нужной точки в стратегической зоне обороны;
- нести на себе, кроме самолетных систем и оборудования, обеспечивающих автономные полеты в любых широтах, специальный комплекс радиоэлектронной и гидроакустической аппаратуры поиска и слежения, комплекса прицельного оборудования, средства поражения и защиты;
- обладать способностью садиться на воду и взлетать с воды в любую погоду для выполнения задач поиска и наблюдения за подлодками противника из положения на плаву, используя наиболее эффективные подводные средства обнаружения, а также для дозаправки от подводных танкеров, подводных лодок и плавучих заправочных контейнеров и для прямого контакта с противолодочными кораблями и подлодками ВМФ;
- обладать способностью длительного дрейфа на воде при любой бальности моря для выполнения этих же задач.

Современные противолодочные сухопутные самолеты и амфибийные самолеты, использующие гидродинамический принцип взлета и посадки, такие требования выполнить не могли. Нужен был технический прорыв в этой области самолетостроения.

И Роберт Людвигович Бартини выступил с совершенно новым, никогда ранее не применявшимся в гидроавиации принципом амфибийного самолета. Р.Л. Бартини предложил создать новое поколение противолодочных самолетов в виде средних по тоннажу вертикально-взлетающих амфибий (ВВА).

Им была предложена совершенно оригинальная аэродинамическая и компоновочная схема планера самолета (так называемое составное или плюсообразное крыло) в сочетании с новым взлетно-посадочным устройством — балонно-лыжным шасси и принципиально новой многодвигательной силовой установкой (см. рис.2.1).

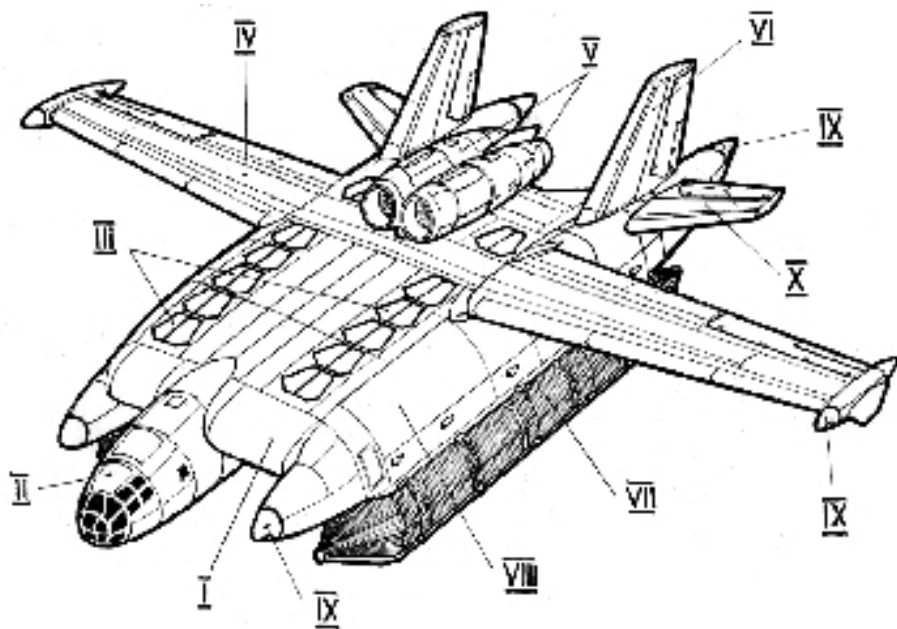


Рис. 2.1
Вертикально-взлетающая амфибия (ВВА-14)

I — несущий центроплан малого удлинения; II — фюзеляжная надстройка для кабины экипажа; III — размещение подъёмных двигателей с их механизацией; IV — консоли крыла; V — сгондола маршевых двигателей; VI — разнесенные кили; VII — баллоны-поплавки баллонно-лыжного шасси; VIII — бортовые отсеки; IX — управляющие сопла струйного управления; X — консоли стабилизатора.

Планер состоял из:

- Большого несущего центроплана малого удлинения, ограниченного по концевым хордам бортовыми отсеками, на которых установлены надувные, убирающиеся в полете водоизмещающие баллоны-поплавки боллонно-лыжного шасси.
- Консолей крыла, пристыкованных к центроплану через бортотсеки.
- Разнесенного по бортотсекам оперения.
- Фюзеляжа, вписанного в носовую часть центроплана.

Комбинированная силовая установка состояла из:

- Группы специальных подъемных двигателей, создающих на взлете и посадке подъемную силу, превышающую вес самолета, и расположенную внутри центроплана.
- Подъемно-маршевых двигателей, установленных над хвостовой частью центроплана, и участвующих как в создании части подъемной силы на взлете и посадке, так и крейсерской тяги в горизонтальном полете.

Такая схема должна была позволить получить новые уникальные качества амфибийных самолетов:

- Осуществлять вертикальный взлет и посадку как на земную или искусственную поверхность различной плотности (бетон, мягкий грунт, болотистую местность, снег, лед, каменистую россыпь, или, например, на палубу авианосца или на вертолетную площадку крейсера), так и на воду, причем, при любом волнении. Это качество обеспечивает практически полную всепогодность эксплуатации в океане и чрезвычайно облегчает береговое базирование. Оно позволяет садиться на площадки, ограниченные размерами самого самолета, и тем самым исключает необходимость в специально подготовленных дорогостоящих аэродромах, а также создает уникальные возможности прямых контактов с кораблями ВМФ (см. Рис. 2.2).
- Такие качества совершенно недоступны гидросамолетам-амфибиям классических схем. Даже самые современные крупные амфибии того времени, использующие гидродинамический принцип взлета и посадки на воду, могли эксплуатироваться на волне не более 1,2—1,3 м (при больших волнах сопротивление разгону и динамические нагрузки на корпус становятся непреодолимыми), тогда как среднегодовое состояние мирового океана — пятибальное волнение, при котором высота волны достигает 3,5 метров. Что же касается приземления этих самолетов на твердую поверхность, то из-за необходимости разбега при посадке им необходимы были специальные аэродромы.

- За счет катамаранной схемы водоизмещающих поплавков баллонно-лыжного шасси такая схема обеспечивает очень хорошие качества по плавучести. За счет эластичности поплавков, что способствует гашению ударов волн, она обеспечивает значительно меньший уровень ударных нагрузок.

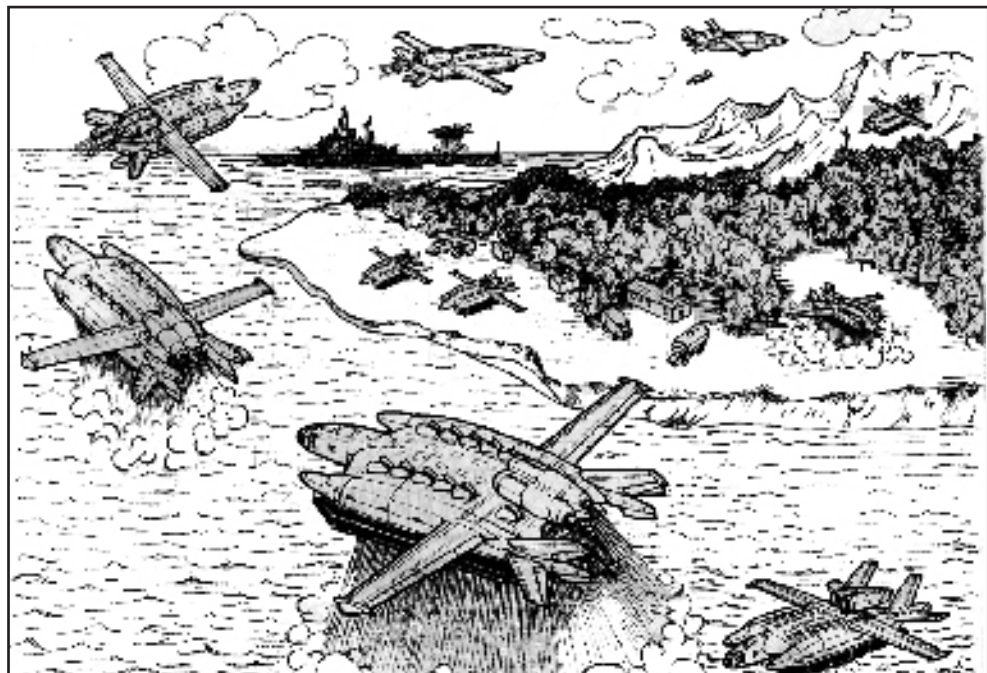


Рис. 2.2

Вертикально-взлетающая амфибия (BVA)

- За счет экранирования от воды входов подъемных и подъемно-маршевых двигателей обеспечивает значительно меньшую заливаемость и забрызгиваемость при дрейфе на большой волне. На такой схеме можно получить принципиально новый уровень мореходности по сравнению с гидросамолетами классических схем.
- Получить большую, на уровне современных сухопутных самолетов подобного класса, дальность полета. Этого можно было достичь за счет: — во-первых, большего, чем у существующих амфибий аэродинамического крейсерского качества (порядка 16-17 ед.), которое, несмотря на центроплан малого удлинения, может быть получено благодаря особой аэродинамической компоновке планера, убирающихся водоизмещающих поплавков, отсутствия реданов и скул, фюзеляжа, вписанного в мидель центроплана.

— во-вторых, лучшей весовой отдачи конструкции, которая, несмотря на увеличенный вес комбинированной силовой установки, может получиться из-за существенно меньшего, чем у классических амфибий веса планера. Достигается это благодаря отсутствию гидродинамических нагрузок при взлете и посадке, существенно меньшим нагрузкам от ударов волн при дрейфе из-за эластичности поплавков, большим строительным высотам центроплана, более равномерному разнесу масс по корпусу, отсутствию колесного шасси.

Предложение Р.Л. Бартини было чрезвычайно привлекательным, т.к. в случае его осуществления позволяло не только решить частную задачу создания нового эффективного средства борьбы с подводными лодками, но и, что гораздо важнее, открывало новую страницу в самолетостроении. Как показали дальнейшие проработки, предложенная схема таила в себе уникальные возможности развития и широкого применения принципа бесконтактного движения над поверхностью в различных областях авиации и в других видах транспорта.

В то же время она содержала в себе много совершенно новых, сложных, не изученных и очень спорных научных и технических проблем. Такой, например, была сама идея применения на дозвуковом самолете составного крыла с большим несущим центропланом малого удлинения, вызывающая большие сомнения в возможности получения удовлетворительного аэродинамического крейсерского качества и приемлемых характеристик устойчивости.

Таким было и предложение по созданию водоизмещающих баллонно-лыжных шасси. Здесь были совершенно новыми вопросы уборки и выпуска больших по габаритам и объему мягких надувных емкостей, устойчивости их формы при скоростях полета в выпущенном состоянии и, особенно, в промежуточных нежестких положениях в процессе выпуска-уборки, их работоспособность и способность держать форму при боковых ударах о поверхность.

Был совершенно не изучен принцип вертикального взлета с суши и воды катамаранной схемы большого самолета с многодвигательной подъемной силовой установкой, природа возникновения, распределения и величины сил и моментов вблизи поверхности, не понятно взаимодействие выхлопных струй реактивных двигателей с водной поверхностью внутри катамаранной «пазухи», вопросы брызгообразования и заливаемости двигателей.

Отдельной проблемой были и сами подъемные двигатели для большого многодвигательного самолета. Они должны были быть компактными,

легкими, с высокой степенью двухконтурности и хорошей приемистостью. Таких двигателей не было. Их нужно было создавать вновь.

Требовалось тщательное изучение и отработка принципов и конкретных решений по обеспечению устойчивой работы каждого из подъемных двигателей при их групповом компактном размещении, по обеспечению эффективной работы входных и выходных устройств этих двигателей, особенно на переходных этапах полета, изучение влияния этих устройств на работу подъемно-маршевых двигателей, изучение рециркуляции выхлопных газов.

Совершенно не изучены вопросы влияния мощных, соизмеримых с массой самолета, входных и выходных импульсов групп подъемных двигателей на обтекание самолета и на формирование возмущающих сил и моментов на переходных этапах полета.

Проблематичной была энергетика большого инерционного самолета, поиск оптимальной энерговооруженности для осуществления безопасных вертикальных взлетов и посадок с учетом силового обеспечения балансировки, устойчивости и управляемости на этих режимах, поиск и отработка способов силового управления.

Вызывала большие сомнения и была одной из проблем возможность включения многодвигательной силовой установки в процесс стабилизации, искусственной устойчивости и управления на нулевых скоростях и создания на основе этого приемлемой для летчика надежной объединенной системы управления самолетом, двигателями и механизмами силовой установки от единых рычагов.

Кроме того было много новых вопросов и по использованию предложенного ВВА.

Способность самолета садиться на воду и дрейфовать при любых погодных условиях открывала новые перспективы в тактике его применения. Появилась возможность поиска и слежения за подводными лодками противника, находясь длительное время на плаву в режиме молчания и прослушивания (все двигатели и активные средства связи и локации выключены), с быстрой, при необходимости, сменой зон наблюдения путем кратковременных перелетов («подскоков»). Такая тактика значительно эффективнее, чем наблюдение с воздуха в режиме барражирования, которое применяли противолодочные самолеты того времени.

Однако для реализации этих новых возможностей необходимы были и новые специальные средства обнаружения и слежения, такие, например, как плавучие радиоэлектронные системы поиска большого радиуса действия, которые устанавливаются в зоне наблюдения с воздуха или с борта

приводненного самолета, или такие, как мощные бортовые спускаемые в воду гидроакустические станции. Без таких принципиально новых систем нельзя эффективно использовать преимущества новой тактики. Таких средств в то время на вооружении не было. Их нужно было создавать вновь в комплексе с самолетом.

Кроме того, требовалась отработка тактики и методик взаимодействия предложенного ВВА с другими звеньями общей системы противолодочной обороны.

Без предварительного изучения, решения, экспериментальной проверки и опытной отработки всех этих и многих других проблематичных вопросов приступать к созданию боевых самолетов по предложенной схеме было нельзя. Это было понятно и в самых высоких военных и правительственных инстанциях.

И тогда произошло беспрецедентное в истории советской авиации послевоенных лет событие — было подписано постановление ЦК КПСС и СМ СССР *о создании не боевого, как было всегда принято, и даже не опытного, а именно экспериментального самолета!*

Появление такого постановления не вписывалось в рамки действующих правил, по которым жила в послевоенные годы наша авиационная отрасль.

В период пресловутой гонки вооружений в нашей авиационной науке и промышленности сложилась *стойкая тенденция проектировать и строить только то, что предлагалось военными в порядке копирования зарубежной техники*. Предложения и разработки многих Главных конструкторов, направленные на создание принципиально новой перспективной техники, не получали поддержки. Деньги на инициативные исследования и опытные работы не выделялись. Поощрялись и финансировались только те разработки, по которым уже имелись за рубежом отработанные прототипы и которые *должны были хоть в какой-то мере поддерживать стратегический паритет и наш дутый престиж*. Средства, которые страна выделяла из своих, в общем то, ограниченных финансовых и материальных ресурсов на авиацию, во многих случаях выбрасывались на ветер, а потенциал целой армии поистине талантливых авиационных специалистов не находил себе достойного применения и давал мизерную отдачу. Наша отрасль постепенно накрывалась волной творческого застоя.

И вот в таких условиях вдруг произошел неожиданный прорыв — было принято высокое решение о проведении целого комплекса научных исследований, конструкторских и производственных работ по созданию и

испытаниям уникального, не имевшего аналогов в мире, экспериментального самолета. Причем поручено это дело было инициатору и автору предложения «свободному» Главному конструктору Р.Л. Бартини, у которого не было даже своего конструкторского коллектива, не говоря уже о необходимой экспериментальной и производственной базе.

Как могло такое случиться? Чем это можно было объяснить?

Скорее всего — двумя обстоятельствами.

После того, как у противника появились атомные подводные лодки, вооруженные ракетами большой дальности с ядерными боеголовками, стало ясно, что это самое страшное для нас оружие. Наличие у нас аналогичного оружия не снимало вопроса защиты собственных территорий. Руководство страны почувствовало большую опасность.

На лихорадочный поиск эффективных способов защиты от этого оружия были брошены большие средства и задействованы все интеллектуальные и технические ресурсы, рассматривались любые инициативные предложения и варианты, независимо от того, кем они предлагались. Одним из таких предложений и был самолет ВВА-14. Он пришелся ко времени, был востребован ситуацией и поэтому получил такой мощный начальный импульс.

Чиновники же, которые готовили и проводили это постановление, до конца недооценили той потенциальной опасности для своего спокойного и размеренного существования, которая в нем содержалась. В обстановке общей нервозности высшего руководства они потеряли свойственную им бдительность и дали жизнь неординарному проекту, требующему решения массы научно-технических, административных и организационных вопросов. Эти чиновники от авиации не заметили, как выпустили на свою голову «джинна из бутылки». Как показали дальнейшие события, вскоре опомнившись, они всеми доступными им способами попытались загнать этого «джинна» обратно «в бутылку».

2

Первым этапом выполнения Постановления стала разработка эскизного проекта самолета.

Основные принципиальные технические особенности и размерность его были определены и сформулированы Робертом Людвиговичем ещё при подготовке предложения. Тогда же было выяснено, что поставленную задачу этот самолет может выполнить только при условии, что его взлетный

вес будет не меньше 40–50 т. Поэтому на стадии эскизного проекта был принят первоначальный взлетный вес в 45 т. Под этот вес подбирались:

- размеры и компоновка планера самолета;
- его маршевая и подъемная тяговооруженность;
- размерность и количество подъемных и подъемно-маршевых двигателей;
- размеры надувных поплавков
- и другие параметры.

Работать над идеей так называемого «составного крыла» Роберт Людвигович начал очень давно. Как я уже говорил, еще в 1935г в трудах НИИ ГВФ была опубликована его работа «Разработка аэродинамической схемы летательного аппарата для использования воздушной подушки и экранного эффекта, имеющего большой центроплан малого удлинения с боковыми шайбами». Это был прототип схемы, которая легла в основу самолета ВВА-14 и, как мы увидим позже, будет использована Робертом Людвиговичем в своих разработках других типов летательных аппаратов бесконтактного движения. Идея схемы была универсальная, но для каждого типа и размерности самолета нужно было найти наиболее оптимальные ее параметры, чтобы получить наибольший эффект. Такая задача стояла и перед разработчиками эскизного проекта самолета ВВА-14.

В то время уже существовали проверенные методики оптимизации параметров и всего самолета, разработанные для классических схем. Но так, как предложенная схема коренным образом отличалась от этих схем, использовать такие методики было невозможно. Нужно было искать свои пути.

Задача была очень сложная. Ведь нужно было так скомпоновать самолет, чтобы одновременно получить:

- способность безопасного эффективного вертикального взлета с воды и суши;
- хорошее крейсерское аэродинамическое качество;
- хорошую плавучесть и мореходность;
- хорошую весовую отдачу.

Такую задачу еще никто не решал. Аналогов, а, следовательно, и опыта, который можно было бы позаимствовать, не было.

На первый взгляд, совмещение таких требований в одном самолете было невыполнимо. Каждое из этих требований, по нашей общепринятой инженерной логике, противоречит друг другу:

- большое количество двигателей не совмещается с желанием получить хорошую весовую отдачу;

- большой центроплан малого удлинения не должен позволить получить хорошее аэродинамическое качество;
- хорошая плавучесть, т.е. наличие больших водоизмещающих объемов, противоречит и хорошей весовой отдаче, и хорошему аэродинамическому качеству и т.д.

Мы привыкли считать, что в самолетостроении, да и в любом виде техники, желая получить какое-то одно очень хорошее качество, нужно поступиться каким-то другим качеством. Например, повышение скорости полета вынужденно ухудшает взлетно-посадочные характеристики. Улучшение взлетно-посадочных характеристик приводит к потере дальности и т.п.

Общепринято считать, что за все улучшения нужно платить. Поэтому трудно было себе представить, что возможно получить комплекс таких хороших качеств в одном самолете, ничего не потеряв.

Но Роберт Людвигович Бартини думал и действовал иначе. У него был на этот счет свой “бартиниевский” подход.

Он был согласен с тем, что в конструкторском деле, особенно авиационном, за получение нового качества нужно платить, но, как он утверждал, не ухудшением других качеств, а приложением дополнительных умственных усилий конструктора. Авиационный конструктор не должен решать задачу путем “или-или”: или большая скорость, например, или хорошие взлетно-посадочные характеристики. Он обязан идти по пути “и-и”: и большая скорость, и хорошие взлетно-посадочные характеристики. Но для этого конструктор обязан смотреть вперед, не копировать уже достигнутое, искать новое, оригинальное решение каждого узла и агрегата. Метод “и-и”, по мнению Роберта Людвиговича, требует принципиально иного, новаторского подхода в решении инженерных задач, даже если этот подход идет вразрез с устоявшимися взглядами и теориями.

Продемонстрировал он этот подход и при работе над эскизным проектом самолета ВВА-14. Его необыкновенная интуиция, конструкторский талант, способность чувствовать формы и аэродинамику самолета, конечно, играли главную роль в формировании планера самолета, в закладке основных параметров, в выборе окончательных компоновочных решений.

Однако многое приходилось определять и путем тщательного сравнительного анализа большого количества вариантов. Проводилась многократная конструкторская проработка с параллельной продувкой аэродинамических моделей и проведением сравнительных оценочных расчетов одновременно нескольких компоновочных схем самолета. Отбор лучших

решений шел в несколько последовательных этапов. Сопоставляя результаты проработок, продувок и расчетов разных схем, отбирали лучшие варианты, из них путем комбинаций и новых предложений составляли новые компоновочные схемы, которые опять пускали в проработку, а потом снова отбирали лучшие.

На рис. 2.3, 2.4, 2.5 и фото 2.1 для примера показаны наиболее характерные из всех рассматривавшихся в процессе эскизного проектирования компоновочных схем планера самолёта. На этих схемах варьировались форма, размеры и взаимное расположение основных агрегатов планера, их конструктивное оформление.



Фото 2.1

Продувочная модель одного из вариантов схемы 1

- типом, формой, расположением и параметрами вертикального оперения (однокилевое центральное большой стреловидности на схеме № 2, двухкилевое разнесенное с большой стреловидностью на схеме № 1 и двухкилевое разнесенное по бортоотсекам на большом удалении с умеренной стреловидностью на схеме № 3);
- типом и размещением гондол подъёмно-маршевых двигателей (беспилонная однодвигательная гондola по оси самолёта на схеме 3 1, две однодвигательные гондолы по обе стороны киля на схеме № 2 и одна двухдвигательная пилонная гондola на схеме № 3);

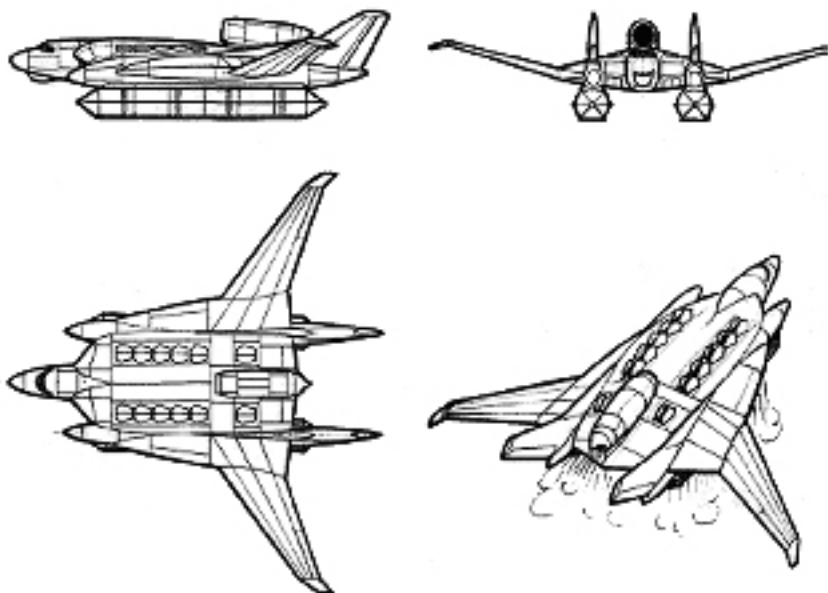


Рис. 2.3. Схема № 1

Вариант «бесхвостки» с двумя разнесёнными киями, одним маршевым двигателем, стреловидными консолями крыла и бортовыми стреловидными наплывами

- формой и размерами поперечного сечения бортовых отсеков, их общей длиной, формой и размерами передней и хвостовой частей, а также расположением относительно центроплана и сопряжением с ним;
- креплением надувных поплавков ПВПУ к бортоотсекам (непосредственное к нижней поверхности бортоотсеков на схеме № 1, к промежуточным подвижным платформам, убираемым в бортоотсек, на схемах № 2 и № 3);
- размерами и расположением фюзеляжа относительно центроплана, степенью вписываемости его в мидель центроплана.

При сравнительных оценках разных схем и компоновочных решений основным критерием была способность рассматриваемого варианта наиболее полно и качественно выполнять совмещенные функции, заложенные в каждый из основных агрегатов планера. Именно многофункциональность определяла выбор конкретных размеров, формы, взаимного расположения и конструктивного решения каждого из них.

Так, размеры и форма центроплана определялись одновременным выполнением таких функций, как:

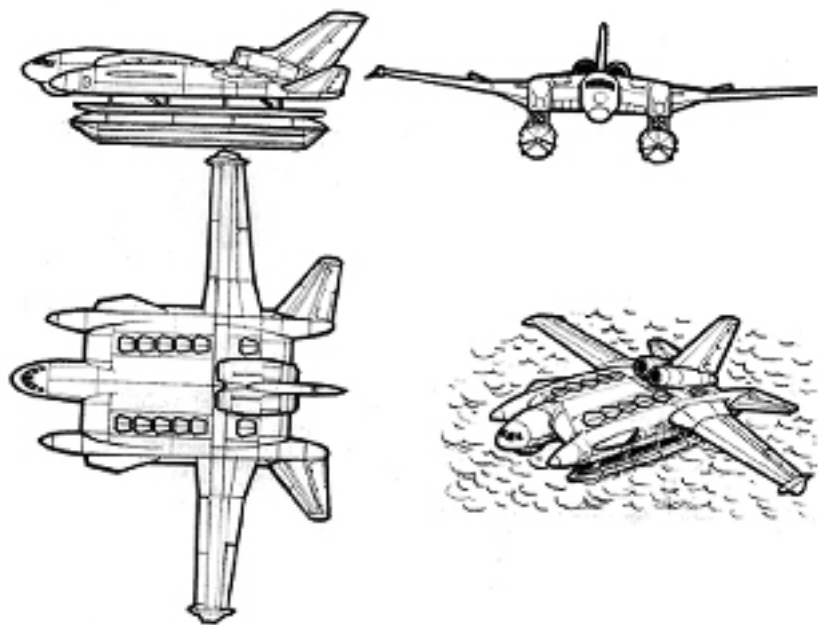


Рис. 2.4. Схема № 2

Вариант с одним килём, двумя маршевыми двигателями, разнесёнными хвостовым и дополнительным носовым горизонтальным оперением, с прямыми крыльями небольшого удлинения и с ПВПУ на выпускаемых платформах.

- Совмещение центроплана с фюзеляжем и необходимость размещения внутри него по обе стороны фюзеляжной части двух больших групп подъемных двигателей с их системами входов и выходов. Это требовало создания больших внутренних объемов в центроплане и определяло размеры его средней хорды, толщину профилей и размах центроплана.
- Обеспечение удовлетворительных характеристик крейсерского аэродинамического качества и полетных моментных характеристик, что определяло набор профилей по размаху центроплана, его геометрическую крутку, степень стреловидности передней и задней кромок и другие аэродинамические параметры.
- Необходимость формирования совместно с бортоотсеками и выступающей вниз частью фюзеляжа закрытой воздушной камеры под центропланом для создания эффективной газовой подушки от выхлопных струй подъемных двигателей вблизи поверхности. Это определяло подбор поперечного V , механизацию нижней поверхности центроплана и форму этой поверхности.

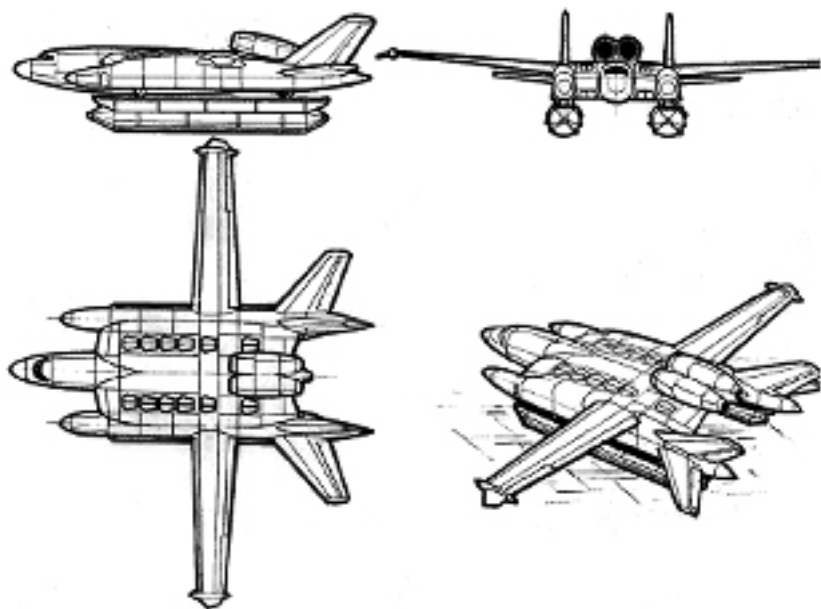


Рис. 2.5. Схема № 3

Вариант с двумя разнесенными киями, двумя маршевыми двигателями в сдвоенной гондole, разнесённым хвостовым горизонтальным оперением, прямыми консолями крыла большого удлинения и с ПВПУ на выпускаемых платформах.

Размеры, форма и расположение относительно центроплана бортовых отсеков определялись такими их функциями, как:

- Выполнение роли концевых шайб центроплана с целью увеличения его эффективного удлинения. Это определяло форму поперечного сечения бортовых отсеков, их сопряжение с концевыми хордами и профилями центроплана, обводы и длину носовой и хвостовой частей.
- Формирование совместно с надувными баллонами ПВПУ воздушной камеры под центропланом, что определяло высоту выступающей вниз части бортовых отсеков и ее протяженность вдоль концевой хорды центроплана.
- Обеспечение крепления надувных баллонов ПВПУ, а также необходимой для устойчивого положения на плаву продольной и поперечной базы этих баллонов. Это определяло поперечный разнос нижней части бортовых отсеков, длину зоны крепления баллонов, размер и форму днища в этой зоне, а также положебные этой зоны относительно центра тяжести самолета.

- Обеспечение крепления хвостового оперения, что определяло длину хвостовой части бортов отсеков, их поперечное сечение, обводы и силовой набор.

Размеры, способ выпуска и уборки, крепление к бортовым отсекам надувных баллонов ПВПУ определялись совмещением таких функций, как:

- Обеспечением необходимого запаса плавучести,
- Организацией совместно с бортовыми отсеками закрытой воздушной камеры под центропланом в выпущенном состоянии,
- Обеспечением минимального аэродинамического сопротивления в сложенном состоянии.

Расположение гондол подъемно-маршевых двигателей относительно центроплана определялось выполнением этими двигателями двойной задачи:

- Создание горизонтальной крейсерской тяги;
- Участие в создании дополнительной подъемной силы и в силовой балансировке самолета на взлетных и посадочных режимах.

Консоли составного крыла играют также двойную роль:

- Роль самостоятельных несущих поверхностей, как у обычного самолета, что определяет их аэродинамическую профилировку, удлинение, сужение, степень механизации,
- Роль одного из двух элементов комбинированной системы “центроплан малого удлинения — консоли”, способной в результате необычной интерференции обеспечить аэродинамическое крейсерское качество на уровне классических схем, а также совмещение фокуса крыла с центром тяжести самолета. Эта роль определяет относительную площадь консолей, их форму в плане, взаимное расположение относительно центроплана, конфигурацию сопряжения с центропланом.

Используя метод совмещения различных функций в одном агрегате, Р. Л. Бартини реализовал еще одно свое правило проектирования: «метод умножения».

Иллюстрировал это правило он таким примером:

«Если к двум метрам длины прибавить два других метра, то получится всего-навсего четыре метра такой же длины, а если два метра длины умножить на два другие метра, то получится четыре квадратных метра, получится площадь, т.е. новое качество».

Это правило касается творческого процесса создания любой новой техники. Заключается оно в том, чтобы при конструировании заставлять материал, любую деталь, узел или целый агрегат выполнять в составе про-

ектируемой конструкции одновременно несколько функций. Этим “умножаются” возможности этих деталей и узлов и вся конструкция получает дополнительное новое качество.

Это правило Роберт Людвигович применял в своих работах на протяжении всей своей творческой деятельности. Приведу только два примера.

На своем самолете “Сталь-6” (Рис. 2.6 и фото 2.2), который был построен и испытан в 1932 году и был самым скоростным самолетом того времени, Роберт Людвигович применил впервые в мире систему так называемого испарительного охлаждения двигателя.

Суть системы заключалась в том, что вода, охлаждающая цилиндры двигателей, полностью при этом испарялась. Пар поступал в конденсатор, которым являлся зазор между двойной обшивкой лобовой части крыла. Здесь пар конденсировался в воду, которая отсасывалась и снова поступала в двигатель. В этой системе крыло, кроме своих основных функций, выполняло и функцию водяного радиатора, отсутствие которого давало возможность существенно уменьшить вредное сопротивление самолета.

В то время было известно, что применение винта в кольце увеличивает КПД винта и, следовательно, тягу двигателя. Но этот эффект, наиболее сильный при нулевой скорости, по мере увеличения скорости движения,

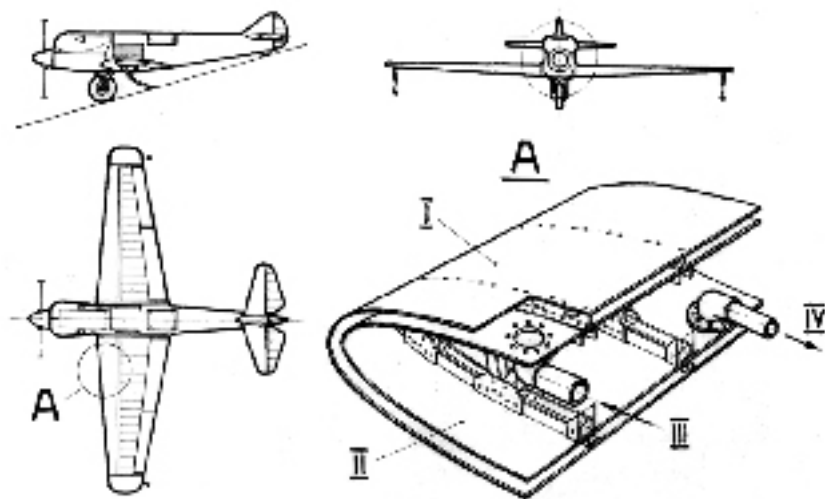


Рис. 2.6
Самолёт «Сталь-6»

А — конденсатор системы охлаждения двигателя; I — внешняя обшивка лобовой части крыла; II — внутренняя обшивка; III — подача пара в конденсатор; IV — отсос конденсата.



Фото 2.2
Самолёт «Сталь-6»

падает, т.к. начинает сказываться аэродинамическое сопротивление самого кольца. При скорости полета за 100 км/час прирост сопротивления сначала сводит на нет эффект прироста тяги, а потом начинает существенно портить аэродинамическое качество самолета. Винтовой самолет

с винтом в кольцо существенно теряет в скоростных характеристиках по сравнению со свободным винтом, хотя и выигрывает по длине разбега и по скорости набора высоты (на режимах, на которых скорости еще не велики). Поэтому область применения винтов в кольцо ограничивалась аэросанями и аэрокатерами, где эффект повышения тяги винтов проявляется наиболее сильно.

Работая над самолетом ДАР, построенном в 1935 году, Роберт Людвигович создал конструкцию крыла, центропланная часть которого представляла собой кольцо, внутри которого размещался толкающий винт самолетного двигателя (рис.2.7, фото 2.3).

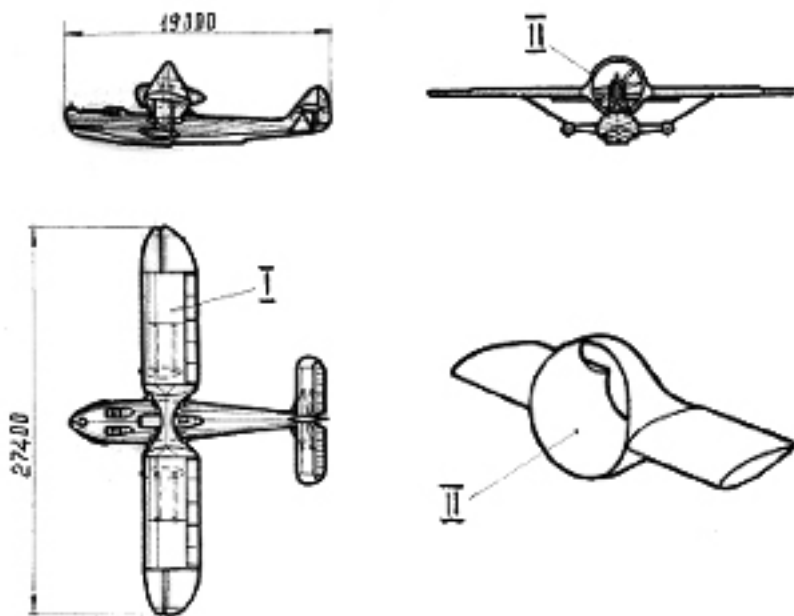


Рис. 2.7
Самолёт ДАР

I — кольцевое крыло Бартини; II — «импеллер».

Кольцевое крыло Роберта Людвиговича дало неожиданно очень интересный результат, суть которого в следующем: за счет увеличенной скорости обдувки винтом кольцевой части крыла, подъемная сила этой части, а, следовательно, и всего крыла, увеличивалась. Это позволяло переводить самолет на меньшие углы атаки, что приводило, при прочих равных условиях, к уменьшению сопротивления и к увеличению скорости полета. Самолет с кольцевым крылом, не теряя скоростных характеристик по сравнению

с обычным самолетом, получал явный выигрыш во взлетных качествах, в скороподъемности и в потолке.

Совмещая в конструкции кольцевого крыла несущие функции обычного крыла с функцией кольца для двигательного винта, Роберт Людвигович добивался существенного улучшения летных характеристик винтовых самолетов. Это явление получило официальное название «эффекта Бартини», а конструкция такого кольцевого крыла получила название «импеллера».

Талантливое применение Робертом Людвиговичем этого правила «умножения» и при формировании облика самолета ВВА-14 дало удивительный результат: неуклюжая и громоздкая на первый взгляд, «раздражающая» своей необычностью схема самолета, приобретая совершенно новые, недоступные для обычных самолетов, качества, практически не потеряла ни одного из преимуществ классических схем.

На основе отобранных из всех рассмотренных схем отдельных наиболее эффективных компоновочных решений была сформирована оптимальная с точки зрения аэродинамики, весовой отдачи, обеспечения вертикальных режимов полёта рабочая схема планера ВВА-14 (рис. 2.8), которая и пошла в дальнейшую разработку.

Основные геометрические данные этой схемы показаны в приложении №1.

По этой рабочей компоновочной схеме в дальнейшем выполнялся технический проект, строился и предъявлялся заказчику макет. Эта же схема с незначительными изменениями легла в основу разработки и выпуска рабочих чертежей экспериментального самолета.



Фото 2.3
Кольцевое крыло Бартини
на самолёте «ДАР» (импеллер)

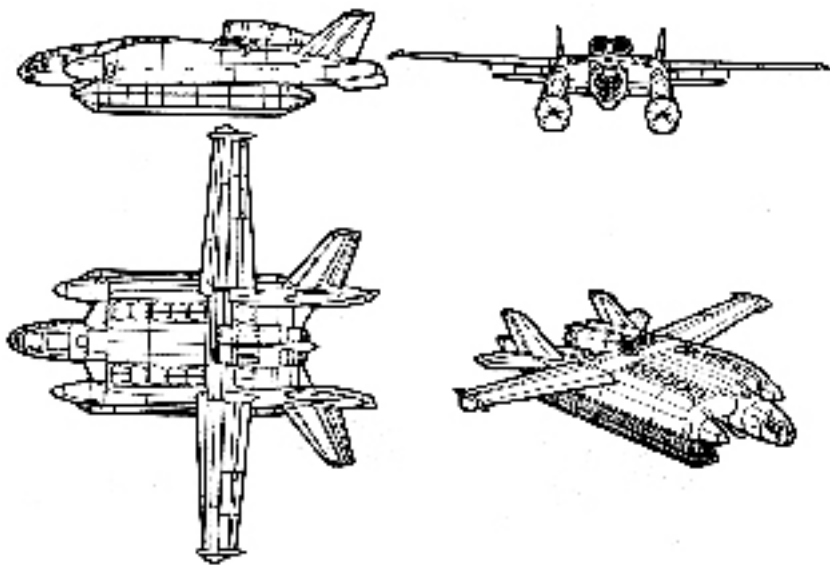


Рис. 2.8

*Вариант схемы, принятый для разработки технического проекта
и выпуска рабочих чертежей*

3

Как уже говорилось выше, силовая установка самолета ВВА-14 состояла из двух групп двигателей:

- группы подъемных двигателей, работающих только на взлете и посадке и создающих вертикальную подъемную силу
- и группу подъемно-маршевых двигателей, создающих необходимую тягу для горизонтального полета и участвующих в создании части подъемной силы на взлете и посадке.

3.1

К подъемным двигателям предъявляются специфические требования.

Так как они работают только на взлете и посадке, а в течение всего остального полета являются фактически балластом для самолета, их вес должен быть минимально возможным.

То обстоятельство, что подъемные двигатели размещаются внутри центроплана в вертикальном положении, требует их минимальных габаритов.

Есть специфические требования к этим двигателям и в части их размерности. С одной стороны, она не должна быть слишком маленькой, чтобы не требовалось при заданной энерговооруженности неприемлемо большого количества таких двигателей. С другой стороны, она не должна быть слишком большой, чтобы при возможном отказе не приводить к значительным потерям подъемной силы.

Кроме того, такие двигатели на многодвигательных самолетах-амфибиях вертикального взлета, каким является ВВА-14, обязательно должны быть турбовентиляторными. Такое требование обусловлено как потребной высокой экономичностью, так и воздействием выхлопных струй на поверхность посадочной площадки и на воду. При большом количестве подъемных двигателей на самолете, даже при относительно коротком времени их работы (до 5 минут на взлете и столько же на посадке), вес горючего для них составляет значительную долю в общем весовом балансе. Но еще более важным являются условия эксплуатации, по которым не допускаются повреждения сухопутных стартовых площадок, а при взлете и посадке на воду вокруг самолета не должно образовываться большого количества водяных брызг. Для этого необходимо, чтобы выхлопные струи подъемных двигателей обладали как можно меньшей жесткостью (меньшей скоростью истечения) и температурой. Таким требованиям лучше всех из существующих типов двигателей отвечают турбовентиляторные двигатели. Только у таких двигателей на расстоянии двух-трех калибров от среза сопла жесткое горячее ядро выхлопных газов основного контура размывается менее энергичным холодным воздухом от вентилятора.

При использовании на самолете большого количества подъемных двигателей к ним предъявляется также требование по простоте управления ими и удобству и простоте их обслуживания.

Требования в комплексе трудновыполнимые. Единственным обстоятельством, несколько упрощающим эту задачу, является то, что такие двигатели, благодаря кратковременности своей работы, не должны иметь большого технического ресурса. А это позволяет существенно упростить саму конструкцию двигателей, систему их регулирования, применить более легкие материалы и этим обеспечить требования и по весу, и по габаритам, и по упрощенной эксплуатации.

В то время, когда создавался проект самолета ВВА-14, подъемных двигателей отечественного производства, отвечающих перечисленным требованиям, не было.

Существовал единственный специальный подъемный двигатель РД36-35, созданный в ОКБ П.А.Колесова по образу не самого лучшего

подъемного двигателя фирмы Роллс-Ройс RB108, и находящийся в то время в стадии серийного освоения. Предназначался он для палубного истребителя. Это был чисто турбореактивный двигатель со взлетной тягой 2200-2500 кг. Именно такая размерность считалась тогда наиболее оптимальной для достижения наименьшего удельного веса двигателя, наименьших габаритов и наибольшей простоты конструкции. Этот двигатель действительно обладал достаточно приемлемым для того времени весом и габаритами, однако его выхлопная струя имела на срезе реактивного сопла скорость более 700 м/сек, а температуру, близкую к 800 градусам С. Такой двигатель подходил для палубных истребителей, на которых он применялся в количестве двух, максимум четырех штук для частичной разгрузки на взлете и посадке, и где его высокоскоростная и горячая выхлопная струя не создавала проблем. Но для самолета ВВА-14 он был совершенно непригоден, как по своей размерности (для самолета весом 45 т таких двигателей потребовалось бы до 22 штук, что переходило все разумные пределы), так и по чрезвычайной жесткости выхлопных струй.

Для этого самолета нужен был турбовентиляторный подъемный двигатель со взлетной тягой порядка 4200-4500 кг.

За рубежом в то время уже были созданы подобные двигатели с высокими удельными параметрами (например, двигатели RB.202 и 610-D1). Эти двигатели отличались уже от своих турбореактивных предшественников более совершенной компоновкой и конструкцией. Это были уже подъемные двигатели второго поколения.

В нашей стране потребности в таких двигателях не было, т.к. созданием многодвигательных вертикально-взлетающих самолетов, для которых нужны именно такие двигатели, никто не занимался и заказов на такие самолеты не поступало. Не было и опыта по созданию таких двигателей у наших моторостроителей. Надеяться на то, что специально для самолета ВВА-14 в промышленности будут развернуты работы по освоению нового типа, было бессмысленно.

Нужно было «протягивать ножки по одежке» и искать более простой выход.

И тогда Р.Л. Бартини и П.А. Колесов вынуждены были пойти на единственно возможный в то время и, как тогда казалось, более или менее реальный вариант — создать турбовентиляторный подъемный двигатель на базе существующего турбореактивного двигателя РД36-35 путем установки на нем вентиляторной приставки.

Была предложена схема двигателя, показанная на рис. 2.9.

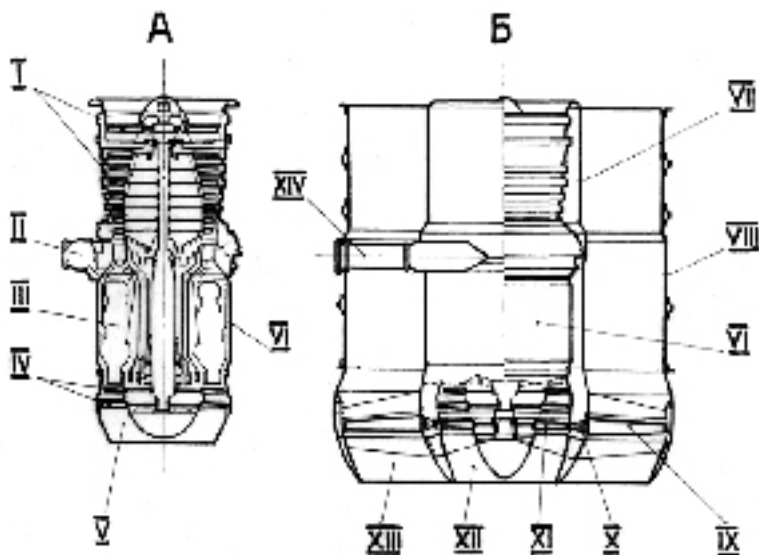


Рис. 2.9

Схема турбореактивного подъёмного двигателя РД-36-35 («А») и созданного на его базе турбовентиляторного подъёмного двигателя РД-36-35Пр («Б»)

I — компрессор базового двигателя; II — коллектор отбора сжатого воздуха; III — камера сгорания; IV — турбина базового двигателя; V — выхлопное сопло базового двигателя; VI — корпус базового двигателя; VII — внутренний кожух вентиляторного контура; VIII — наружный кожух вентиляторного контура; IX — вентилятор; X — редуктор вентилятора; XI — турбина вентилятора; XII — выхлопное сопло первого контура; XIII — выхлопное сопло вентиляторного контура; XIV — патрубок отбора сжатого воздуха.

По этой схеме исходный двигатель оставался неизменным, кроме его корпуса турбины и реактивного сопла. Вместо этих узлов устанавливался новый корпус с дополнительной свободной турбиной, редуктором вентилятора и вентилятором, а также доработанное реактивное сопло.

Единственное дополнительное условие, которое требовало некоторой доработки базового двигателя — это необходимость отбора воздуха для самолетных нужд. Тогда, на стадии предварительной оценки, эта доработка представлялась (к сожалению, ошибочно!) совсем незначительной. Она не должна была, как тогда предполагали, затронуть газодинамический тракт и систему регулирования двигателя, которые вместе со всеми остальными ранее отработанными узлами исходного двигателя должны были перейти в новый двигатель без изменений.

Такой путь ограничивал возможности оптимизации параметров вновь созданного гибридного двигателя, не позволяло применить в нем уже известные к тому времени новые компоновочные и конструктивные решения, которые могли бы дать значительно лучшие данные и по весу, и по габаритам, и по экономичности. С самого начала в этот двигатель вынужденно закладывался более низкий технический уровень.

Но зато такое решение в принципе резко упрощало весь процесс его создания, сокращало объем конструкторских, производственных и доводочных работ, уменьшало общие затраты и облегчало всю задачу постройки самолета в заданные сроки.

Предложение было одобрено и подучило путевку в свою нелегкую и, как мы увидим дальше, недолгую жизнь.

Двигатель-гибрид получил название РД36-35ПР. В ОКБ П.А.Колесова приступили к его разработке, а в коллективе Бартини все дальнейшие работы по компоновке и конструированию подъемной силовой установки самолета базировались уже именно на этом двигателе.

Основные начальные характеристики двигателя РД36-35ПР были следующие:

взлетная тяга	— 4400кг
вес пустого двигателя	— 350кг
удельный вес	— 0,079
количество воздуха, отбираемого для самолетных нужд .	— 6кг/сек
габариты:	
высота	— 1,36м
диаметр вентилятора	— 1,18м
диаметр газогенератора	— 0,54м

3.2

При выборе типа подъемно-маршевого двигателя необходимо было учитывать два фактора.

С одной стороны, для получения наименьших удельных расходов топлива в диапазоне дозвуковых крейсерских скоростей желательно применять двухконтурные двигатели с наибольшей степенью двухконтурности (турбовентиляторные двигатели).

С другой стороны, с целью уменьшения при заданной подъемной тяговооруженности количества подъемных двигателей, которые в крейсерском

полете являются мертвым грузом, желательно, чтобы при взлете и посадке по вертикальному маршевые двигатели принимали участие в создании подъемной силы. Для этого на них должны быть установлены устройства поворота вектора тяги. Эти устройства, состоящие обычно из поворотного сопла и механизмов его привода, должны быть легкими и простыми по конструкции, обеспечивать быстрый и эффективный поворот выхлопной струи и при этом не создавать подпора и сопротивления газам на выходе из двигателя, чтобы не портить его крейсерские характеристики. Возможность создания таких эффективных поворотных сопел связана с типом двигателя.

Для одноконтурных турбореактивных двигателе, имеющих однородную по скорости выхлопную струю, такие сопла в то время уже были отработаны и успешно применялись.

Для двухконтурных двигателей с малой степенью двухконтурности размеры выхлопного сопла и относительно небольшая неоднородность структуры газового потока за соплом позволяют без особых проблем создать единое, объединяющее оба контура, легко управляемое поворотное сопло, практически не влияющее на крейсерские характеристики двигателя (Рис.2.10; Рис.2.11;).

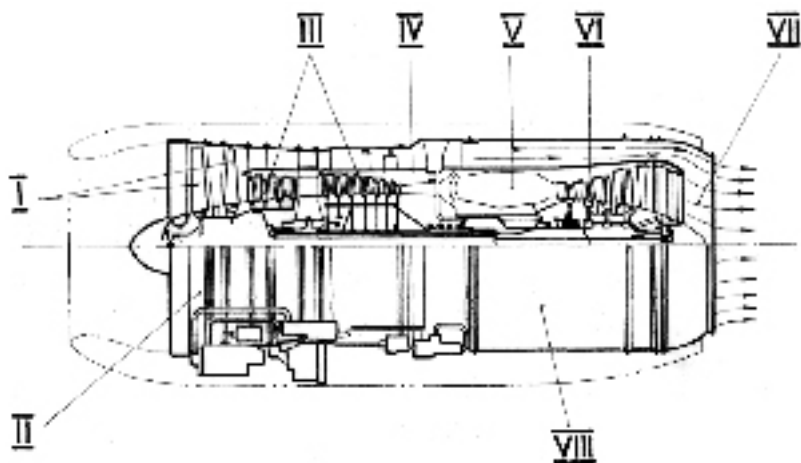


Рис. 2.10

Схема двухконтурного турбореактивного маршевого двигателя

- I — компрессор второго контура; II — корпус второго контура;
 III — компрессор первого контура; IV — корпус первого контура;
 V — камера сгорания; VI — турбина; VII — объединённое выхлопное сопло;
 VIII — кожух второго контура.

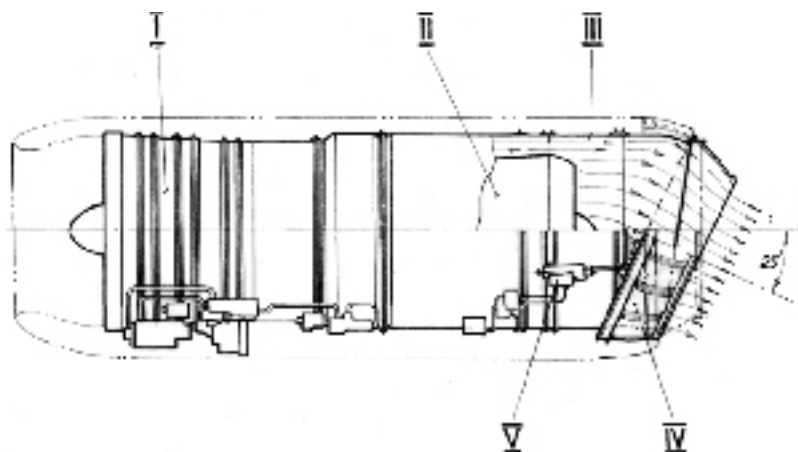


Рис. 2.11

Схема двухконтурного турбореактивного подъёмно-маршевого двигателя с поворотным соплом

I — корпус второго контура; II — корпус первого контура; III — кожух второго контура; IV — объединённое выхлопное поворотное сопло ; V — привод поворотного сопла.

Но по мере повышения степени двухконтурности задача усложняется.

Во-первых, на турбовентиляторных двигателях, как правило, имеющих переднее расположение вентиляторного блока, срезы выхлопных сопел первого и второго контуров не совмещаются. Для получения единого выхлопного сопла необходимо было бы создать удлинительный кожух на вентиляторный контур, что, ухудшая его аэродинамику, увеличило бы потери тяги во втором контуре и утяжелило бы двигатель.

Во-вторых, единое поворотное сопло большого диаметра на таком двигателе получилось бы громоздким, тяжелым, трудным в управлении, главное, недостаточно эффективным. Для осуществления эффективного поворота разнородной выхлопной струи (энергичное ядро выхлопа первого контура и сравнительно вялый поток основной массы воздуха от второго контура по периферии объединенного сопла) потребовалась бы, очевидно, установка на срезе этого сопла системы управляемых направляющих лопаток (Рис.2.12, 2.13). Это существенно увеличило бы потери тяги на крейсерском режиме, утяжелило и усложнило бы двигатель и, возможно, свело бы на нет все преимущества высокой степени двухконтурности. Попытки осуществления раздельного поворота векторов тяги каждого из контуров наталкиваются на еще большие трудности.

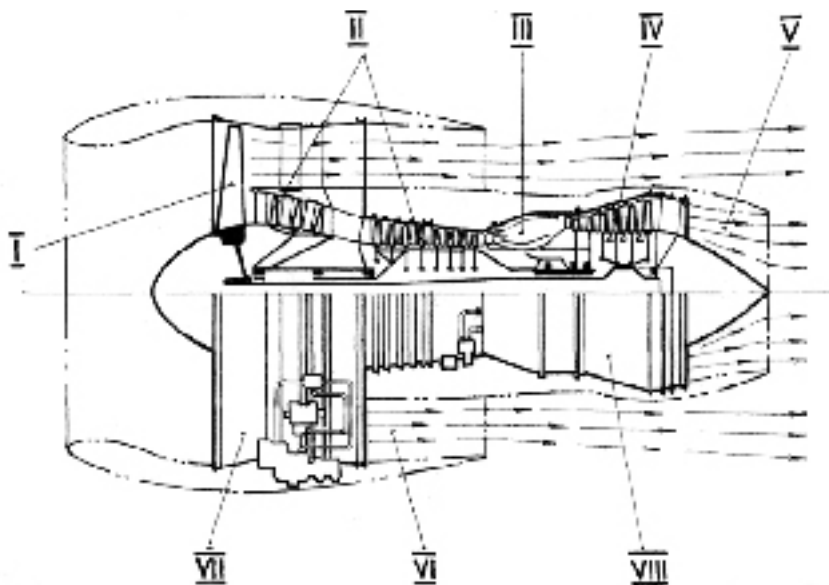


Рис. 2.12

Схема турбовентиляторного маршевого двигателя

I — вентилятор; II — компрессор первого контура; III — камеры сгорания; IV — турбина; V — выхлопное сопло первого контура; VI — выхлопное сопло вентиляторного контура; VII — корпус вентиляторного контура; VIII — корпус первого контура.

К сожалению, вопрос эффективного поворота полного вектора тяги маршевых высоко ресурсных турбовентиляторных двигателей до сих пор остается нерешенным.

Таким образом, возможность применения наиболее выгодного с точки зрения экономичности турбовентиляторного двигателя в качестве подъемно-маршевого двигателя ограничивалась большими сложностями по эффективному повороту вектора тяги. К тому же, отработанного отечественного турбовентиляторного двигателя, пригодного по размерности для самолета ВВА-14, тогда еще не было. Ставить же задачу о создании наряду с подъемными еще и маршевого двигателя специально для этого самолета было совершенно бессмысленно. Нужно было, идя на некоторый проигрыш по экономичности, выбирать один из уже существующих двигателей отечественного производства с небольшой степенью двухконтурности.

Выбор был очень ограниченный. Подходящим по размерности оказался только двигатель Д-30 Главного конструктора П.А.Соловьева.

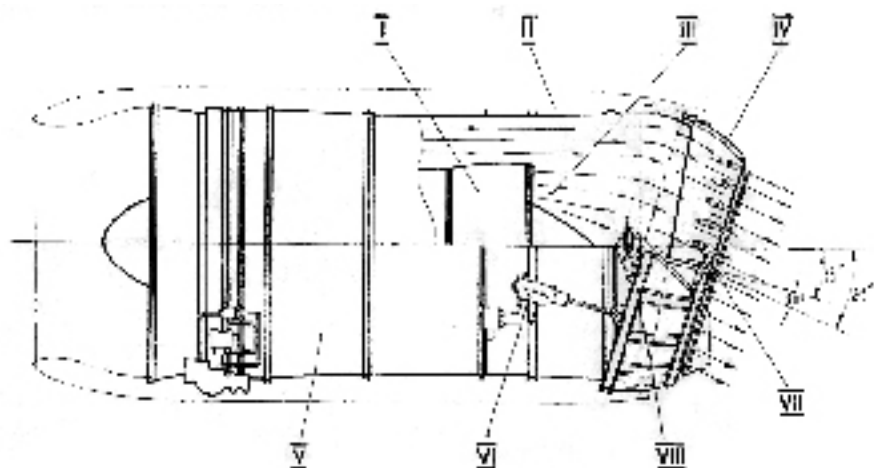


Рис. 2.13

Схема гипотетического турбовентиляторного подъемно-маршевого двигателя с поворотным объединённым выхлопным соплом

I — корпус первого контура; II — удлинительный кожух вентиляторного контура; III — выхлопное сопло первого контура; IV — объединённое поворотное выхлопное сопло; V — корпус вентиляторного контура; VI — привод поворотного сопла; VII — направляющая решётка поворотного сопла; VIII — привод направляющей решётки.

Основные данные этого двигателя следующие:

Взлетная тяга у земли	— 6800кг
Степень двухконтурности	— 1,0
Удельный расход топлива на крейсерском режиме (H=10000-11000м; M=0,75)	— 0,78 кг
Тяга на крейсерском режиме	— 1600кг
Сухой вес	— 1550кг
Габариты:	
Диаметр	- 1,05м
Длина	- 3,985м

Двигатель ДЗ0 был к тому времени уже отработан, выпускался серийно и хорошо зарекомендовал себя в эксплуатации. Кроме того, он мог быть довольно легко превращен в подъемно-маршевый двигатель путем установки на нем поворотного выхлопного сопла. С Главным конструктором П.А. Соловьевым была достигнута договоренность о разработке такого сопла с углом поворота выхлопной струи на угол +30,-20 градусов.

Маршевая тяговооруженность самолета ВВА-14 и размерность маршевого двигателя определяется не условиями взлета, как для подобных по взлетному весу сухопутных и амфибийных самолетов классических схем, а из условий крейсерского полета и необходимости завершения боевого задания при отказе половины маршевых двигателей.

Установка на самолете двух двигателей Д30 удовлетворяла этим условиям. При полете на высоте 10-11 км на крейсерском режиме — 0.88 номинала — тяга двух двигателей равна 3200 кг при удельном расходе топлива $C_p = 0,78$ кг/кг.тяги.час при отказе одного из двигателе, снижении самолета до 4-5 км и переводе работающего двигателя на номинальный режим, тяга этого двигателя будет равна ~ 3000 кг при удельном расходе топлива $C_p \sim 0,9$ кг/кг.тяги/час. Этого достаточно для продолжения полёта.

Если количество маршевых двигателей определялось из условий обеспечения крейсерского полета, то количество подъемных двигателей определялось потребной подъемной тяговооруженностью самолета.

Из условий обеспечения безопасных взлетов и посадок по международным нормам для такого класса вертикально-взлетающих самолетов на самолете ВВА-14 первоначальная взлетная подъемная тяговооруженность была принята в 1,3. При условии поворота вектора тяги двух подъемно-маршевых двигателей Д30 на 25 градусов вертикальная составляющая их тяги равна 5750 кг. С учетом этого для обеспечения принятой тяговооруженности на самолете установлены 12 двигателей Д36-35ПР.

Таким образом, комбинированная силовая установка состоит из 14 двигателей, что и заложено в названии самолета.

Суммарная вертикальная тяга при взлете в стандартных условиях и при работе всех двигателей будет $4400 \cdot 1,2 + 5750 = 5855$ кг, что при взлетном весе в 45000 кг и составляет взлетную тяговооруженность в 1,3.

Такой запас тяговооруженности объясняется следующими факторами:

Самолет ВВА-14 предназначен для эксплуатации в любых широтах и при любых климатических условиях, поэтому он должен обладать запасом тяговооруженности на случай взлета и посадки при повышенных температурах (например, в тропиках). Повышение температуры окружающего воздуха будет существенно снижать взлетную тягу подъемных и подъемно-маршевых двигателей. Так, при температуре $+30^\circ\text{C}$ тяга двигателей может упасть на $\sim 8\%$ и тогда подъемная тяговооруженность снизится до 1,19, а при температуре $+40^\circ\text{C}$ — соответственно, на 12%-13% и до 1,14-1,13.

Самолет должен выполнять безопасные взлеты и посадки и при нормированных отказах двигателей, участвующих в создании подъемной силы. Так как процесс вертикального взлета, так же, как и посадки, очень кратковременный (при взлете с момента отрыва от поверхности до достижения эволютивной скорости проходит не более 1-1,5 минут), а подъемно-маршевые двигатели Д30 являются высокоресурсными, отказ этих двигателей именно в процессе взлета или посадки очень маловероятен и поэтому не учитывается при определении запаса подъемной тяговооруженности.

С подъемными двигателями картина другая. Несмотря на кратковременность процесса взлета и посадки, отказ одного из работающих малоресурсных двигателей РД36-35ПР в этот момент возможен, и его необходимо учитывать. В условиях стандартной атмосферы это приводит к снижению подъемной тяговооруженности до 1,2, при температуре наружного воздуха +300С — до 1,09, а при температуре +400С — до 1,047-1,034. Учитывая, что при вертикальном взлете и посадке неизбежны еще и дополнительные потери вертикальной тяги на силовую балансировку и управление, запасов, как тогда казалось, оставалось очень мало. По сложившимся в то время представлениям о многодвигательных самолетах вертикального взлета и посадки обычных схем, принятая на ВВА-14 начальная тяговооруженность 1,3 считалась предельно низкой.

Однако дальнейшие исследования, как мы увидим, показали, что благодаря необычной компоновочной схеме планера самолета и компоновке его силовой установки эта тяговооруженность могла не только обеспечить безопасный вертикальный взлет с весом 45000-50000кг, но и давала возможность поднимать взлетный вес до 70000-80000кг.

3.4

Два подъемно-маршевых двигателя, как уже говорилось выше, установлены в спаренной гондоле по оси самолета над хвостовой частью центроплана. Двенадцать подъемных двигателей установлены двумя продольными группами внутри центроплана между фюзеляжем и бортоотсеками по пять двигателей впереди консолей крыла и по одному — сзади консолей (Рис.2.14, 2.15, 2.16).

При таком размещении двигателей наиболее рационально и полно решаются вопросы:

- компактности и минимального веса силовой установки;
- удовлетворительной аэродинамики гондол и воздухозаборников;

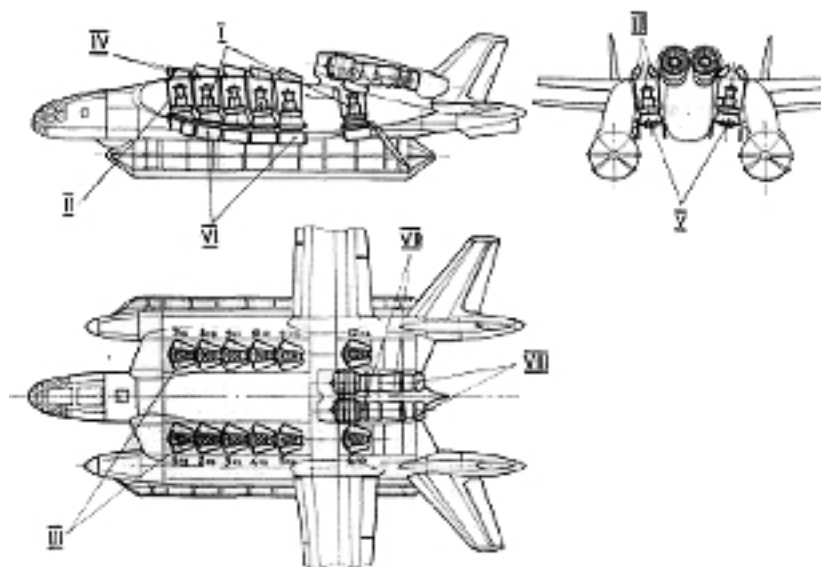


Рис. 2.14
Размещение двигателей на самолёте

I — подъёмные двигатели (ПД); II — кожух второго контура ПД; III — створки воздухзаборников ПД типа «ёлочки»; IV — входная направляющая решётка и дефлекторы; V — поворотные решётки на выходе из ПД; VI — нижние створки; VII — подъёмно-маршевые двигатели (ПМД); VIII — поворотные сопла ПМД.

- экранирования воздухзаборников подъёмно-маршевых и подъёмных двигателей от попадания в них горячих выхлопных газов, посторонних предметов и водяных брызг при взлете с грунта и с воды;
- использование подъёмно-маршевых двигателей на взлете и посадке для создания дополнительной подъёмной тяги и для балансировки самолета на малых скоростях.

Размещение всех двигателей на центроплане в непосредственной близости друг от друга, от оси симметрии и от центра тяжести дает ряд преимуществ для самолета.

Отказ любого из маршевых двигателей не приводит к возникновению существенного момента рыскания (как это происходит на любом из самолетов, у которого двигатели разнесены по размаху) и, следовательно, не требует запаса рулей поворота для компенсации этого момента в крейсерском полете и специального запаса тяговооруженности для его компенсации силовым управлением на малых скоростях.

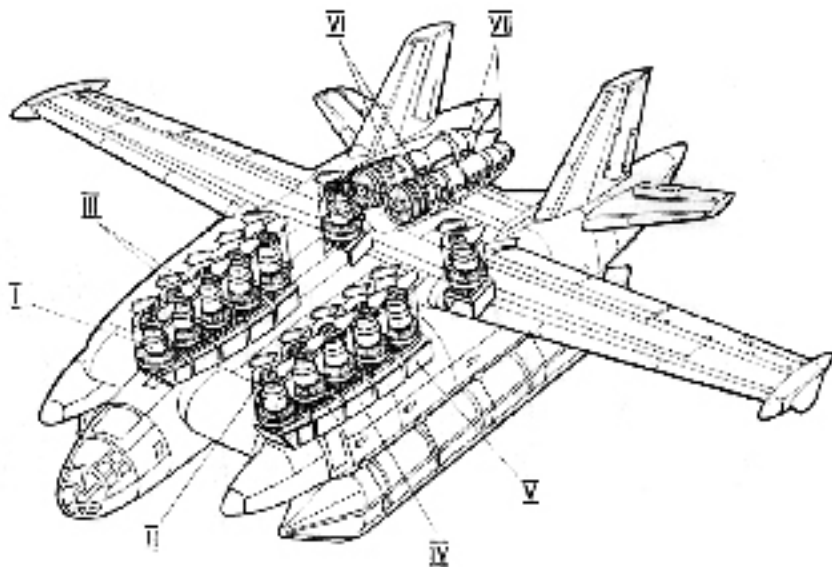


Рис. 2.15

Компоновка силовой установки на самолёте

I — подъёмный двигатель (ПД); II — кожух второго контура ПД; III — створки воздухозаборника ПД типа «ёлочки»; IV — направляющие решётки на выходе из ПД; V — нижние створки ПД; VI — подъёмно-маршевые двигатели (ПМД); VII — поворотные сопла ПМД.

Компактность расположения всех двигателей упрощает и облегчает их крепление и капотирование. Для крепления отдельных групп двигателей могут использоваться одни и те же силовые элементы конструкции планера, уже несущие свою собственную нагрузку (лонжероны кессона консолей крыла, силовые шпангоуты центроплана, шпангоуты бортовых секций и т.п.). Это уменьшает количество силовых элементов и повышает их универсальность, что способствует облегчению конструкции (опять метод «умножения»!). Применение общих для нескольких двигателей элементов гондол и капотов также уменьшает вес конструкции (единая спаренная гондola подъёмно-маршевых двигателей на общем пилоне, боковые силовые балки верхних и нижних створок подъёмных двигателей, групповые нижние створки подъёмных двигателей и т.п.). Компактность размещения двигателей приводит к компактности и всех систем силовых установок. Сокращается длина трубопроводов топливной и противопожарной систем, систем воздушного запуска, укорачиваются системы управления двигателями, упрощаются системы открытия верхних и нижних створок подъёмных двигателей и т.п.

А

Отклонение выхлопа на разрыве

$P_{\text{по с.м.}}$ $P_{\text{по макс. с.м.}}$ ц.т. $P_{\text{по с.м.}}$ $P_{\text{по макс. с.м.}}$

$L_{\text{по верт. с.м.}}$ $L_{\text{по макс. верт. с.м.}}$

Б

Отклонение выхлопа на трюмке

Отклонение выхлопа на разрыве

$P_{\text{по верт. с.м.}}$ $P_{\text{по с.м.}}$ ц.т. $P_{\text{по с.м.}}$ $P_{\text{по макс. с.м.}}$

$L_{\text{по верт. с.м.}}$ $L_{\text{по макс. верт. с.м.}}$

Схема равновесия сил и моментов силовой установки

А — режим разгона; Б — режимы висения и торможения.

Это все ведет к облегчению конструкции силовых установок по сравнению с аналогичными конструкциями известных схем многодвигательных СВВП.

Кроме того, компактность силовых установок и их расположение в центральной части самолета приводит к упрощению и облегчению таких самолетных систем, как система электроснабжения (сокращаются длины силовых проводов от генераторов на подъемно-маршевых двигателях, до распределительных коробок в фюзеляже), как силовые гидросистемы с приводными насосами на двигателях, воздушные системы кондиционирования, наполнения баллонов ПВПУ и др. у которых сокращение магистральных трубопроводов существенно уменьшает вес.

Размещение двух подъемно-маршевых двигателей в спаренной мотогондole над центропланом в задней его части имеет свои особенности.

Как показали трубные испытания моделей, при правильной аэродинамической компоновке гондол и пилона, из-за благоприятной интерференции, сопротивление спаренной мотогондолы в присутствии центроплана несколько меньше, чем сопротивление таких же гондол, закрепленных на обычных самолетах на фюзеляже или под крылом.

Воздухозаборники подъемно-маршевых двигателей, установленных над большим центропланом, работают в лучших условиях, чем на обычных самолетах (это подтверждено трубными и летными испытаниями). Воздухозаборники двигатели, установленных на фюзеляже или под крылом, обдуваются свободным потоком, угол притекания которого прямо зависит от угла атаки и угла скольжения самолета. При выходе такого самолета на большие углы атаки или скольжения на воздухозаборниках возникают срывные явления, что нарушает равномерность поля скоростей на входе в компрессор, увеличивает потери на входе, а в некоторых случаях, приводит к помпажу двигателей. В нашем случае воздухозаборники подъемно-маршевых двигателей обдуваются воздухом, который предварительно обтекает расположенную впереди двигателей верхнюю поверхность большого центроплана. Центроплан является сам по себе крылом малого удлинения. А у такого крыла очень пологая и затянутая на большие углы атаки, без явных срывных пиков, поляра. На таком крыле обдувающий его поток следует за верхней поверхностью до очень больших углов атаки, не отрываясь от нее. А это значит, что угол притекания на воздухозаборниках двигателей, расположенных над задней частью центроплана, практически не зависит от угла атаки самолета (в пределах реально достижимых углов атаки). Аналогичное влияние большой центроплан оказывает и на стабилизацию притекания при скольжении, но в меньшей степени. Следовательно, в диапазоне эвалютивных и крейсерских скоростей маршевые двигатели самолета ВВА-14 значительно лучше защищены от помпажа на критических режимах полета, чем у самолетов обычных схем.

Расположение воздухозаборников подъемно-маршевых и подъемных двигателей над верхней поверхностью центроплана в большой мере способствует также защите двигателей от попадания в них посторонних предметов при взлете и посадке, а также ослабляет явление рециркуляции. Большой центроплан и бортоотсеки преграждают собой прямой путь к воздухозаборникам твердым крупным предметам (камням, гальке, осколкам льда, комьям грунта и т.п.), выбитым из земли выхлопными струями и летя-

щими в воздухе по баллистическим траекториям, и полностью защищают воздухозаборники от этих предметов. Что касается попадания в заборники горячих выхлопных газов, пыли и водяной взвеси, поднятых с поверхности, то здесь картина несколько иная. В первые несколько секунд после вывода двигателей на режим при взлете или после контакта выхлопных струй с поверхностью при посадке, центроплан экранирует заборники от газов и пыли. Но со временем, по мере работы подъемных двигателей, количество выхлопных газов и пыли увеличивается вокруг самолета, он весь как бы «окутывается» горячим пыльным облаком и тогда воздухозаборники становятся беззащитными. Так происходит при длительном зависании над поверхностью в непосредственной ее близости.

Однако правильное использование энергетических возможностей самолета позволяет избавиться от этого неприятного явления (попадание горячих выхлопных газов в воздухозаборники двигателей приводит к резкому падению тяги и к помпажу). В методику взлета должно быть введено правило быстрого покидания точки старта на поверхности с разгоном или набором высоты. В этом случае рециркуляция не опасна, так как сразу же после приземления двигатели выключаются или переводятся на малый газ.

Группа подъемных и подъемно-маршевых двигателей расположена вдоль хорды центроплана относительно центра тяжести самолета таким образом, чтобы на любом этапе полета равновесие всех действующих сил достигалось бы при наибольшем значении суммарных вертикальных составляющих всех двигателей (рис.2.16).

Достигается это путем выбора наибольшего плеча суммарной вертикальной составляющей тяги групп подъемных двигателей относительно центра тяжести в соответствии с соотношением:

$$P_{\text{ПД.верт.макс.}} \cdot L_{\text{ПД.верт.}} = P_{\text{ПМД.верт.макс.}} \cdot L_{\text{ПМД.верт.}}$$

Это особенно важно для взлетного режима, так как позволяет максимально использовать подъемно-маршевые двигатели для создания дополнительной подъемной тяги, т.е. наиболее полно реализовать потенциальную подъемную тяговооруженность. Сравнительно большое плечо вертикальной составляющей тяги подъемно-маршевых двигателей от центра тяжести позволяет этим двигателям довольно эффективно участвовать в балансировке самолета по тангажу в диапазоне малых скоростей полета.

Если обычные самолеты уходят в воздух только при достижении в процессе разбега эволютивной скорости, т.е. скорости, при которой обеспечивается естественная аэродинамическая устойчивость и управляемость, то вертикально-взлетающие самолеты покидают поверхность при нулевой поступательной скорости, а разгон до эволютивной скорости производят, находясь в воздухе. В диапазоне скоростей от $V = 0$ до $V_{-эв.}$ самолет аэродинамически неустойчив и его рулевые поверхности недостаточно эффективны. Для полета такого самолета в этом диапазоне скоростей необходимы специальные искусственные средства обеспечения устойчивости и управляемости, требующие дополнительной затраты энергии.

О природе сил и моментов, действующих на самолет ВВА-14 на режимах вертикального взлета и посадки, и о способах силовой стабилизации и управления, примененных на этом самолете, мы подробно поговорим позже. Сейчас рассмотрим только основные принципы такого управления, заложенные в эскизном проекте.

Система управления любого самолета должна обеспечивать:

- изменение углов ориентации в пространстве
- балансировку его на различных режимах
- изменение величины действующих на самолет сил для изменения величины и направления скорости полета.

Принципиальная разница в управлении обычным самолетом и самолетом вертикально-взлетающим в том, что на обычном самолете задача органов управления заключается в выведении самолета из положения устойчивого равновесия при выполнении определенного маневра, тогда как для самолета вертикально-взлетающего эта задача сводится к поддержанию самолета в положении неустойчивого равновесия, в стабилизации самолета посредством силовых управляющих воздействий. Кроме того, аэродинамическое демпфирование, которое растет с увеличением скорости полета, для обычного самолета, увеличивая его устойчивость, ухудшает управляемость и требует увеличения мощности органов управления, а для вертикальновзлетающего самолета, наоборот, увеличивая устойчивость, уменьшает мощность, требуемую на стабилизацию.

Если на обычном самолете, обладающем естественной аэродинамической устойчивостью, многочисленные внешние возмущения парируются аэродинамическим демпфированием, то на вертикально-взлетающем

самолете в диапазоне нулевых и малых скоростей вся борьба с внешними возмущающими воздействиями возлагается на силовую систему искусственной устойчивости. Для эффективного парирования внешних возмущений и обеспечения устойчивости эта система должна обладать мощностью, достаточной для создания управляющих и стабилизирующих воздействий, по величине равных (или больших) сумме всех возмущающих воздействий, плюс запас на маневрирование.

Источником энергии, которая тратится на стабилизацию и управление, на самолете ВВА-14 являются подъемные и подъемно-маршевые двигатели (устанавливать специальные источники энергии для управления при такой многодвигательной силовой установке совершенно нецелесообразно). Чем больше энергии требуется на управление, тем больше общая энерговооруженность самолета, тем меньше его весовая отдача и боевая (или экономическая) эффективность. Силовое управление дорого обходится самолету. Поэтому его энергоемкость должна быть минимальной. Обеспечение устойчивого полета должно приводить к как можно меньшим потерям энергии всей силовой установки.

Кроме того, система силовой стабилизации и управления должна быть быстродейственной и практически безынерционной.

На вертикально-взлетающем самолете типа ВВА-14, в отличие от обычных самолетов, должно существовать как бы три самостоятельные системы управления:

- управление механизацией и рулевыми поверхностями для полетов со скоростями, выше $V_{эвол}$;
- управление подъемными и подъемно-маршевыми двигателями и их системами на всех режимах полета;
- и силовое управление для режимов вертикального взлета и посадки.

При стандартном классическом подходе к проектированию эта дополнительная система силового управления должна существенно увеличить вес пустого самолета. Весовой баланс конструкции любого вертикально-взлетающего самолета, в том числе и ВВА-14, и без того чрезвычайно напряженный. Поэтому задача конструкторов состоит в разработке такой системы силовой стабилизации и управления, которая органически соединилась бы с системой управления аэродинамическими рулями и с системой управления многодвигательной силовой установкой в единую систему управления самолетом. Нужно найти оригинальные, нестандартные решения и, обеспечив выполнение требований по эффективности, минимальной энергоемкости и максимальному быстродействию, заложить в эту сложную

по своим функциям и структуре объединенную систему наиболее простую конструкцию и получить ее минимально возможный вес.

Задача чрезвычайной сложности. Решать ее конструкторам самолета ВВА-14 пришлось впервые в нашей стране. Отечественного опыта по проектированию подобных систем не было. Управление истребителя ЯК-36 было не в счет, т.к. это был легкий малоинерционный самолет, по своим габаритам, весовым параметрам и по составу силовой установки ничего общего с ВВА-14 не имеющий. Зарубежный опыт в силовом управлении многодвигательных вертикально-взлетающих самолетов такого весового класса, известный нам, был тоже очень ограниченным. В этом вопросе, даже, может быть, больше, чем при формировании компоновочной схемы и силовой установки самолета, был необходим творческий подход и огромный объем поисковых конструкторских и экспериментальных работ. Работа эта велась на протяжении всего периода создания самолета ВВА-14. А началась она на этапе эскизного проектирования с применения уже известной из зарубежного опыта так называемой комбинированной системы силового управления (именно в этой работе принимали участие ребята из ташкентского филиала ОКБ О.К.Антонова, которые по просьбе Роберта Людвиговича приезжали в Ухтомку в 1966 году).

Рассмотрим вкратце существо этой системы применительно к нашему случаю.

На режимах вертикального взлета и посадки на самолете ВВА-14 действует две группы возмущающих воздействий. Первая группа — моменты, возникающие в каждом полете и действующие на протяжении всего переходного режима. Эти моменты имеют постоянную для каждого полета величину, одинаковую в каждом полете, однозначно и монотонно меняющуюся при изменении режима. К таким моментам относятся:

- кабрирующие моменты от тяги подъемных двигателей;
- пикирующие моменты от тяги подъемно-маршевых двигателей;
- моменты от входных импульсов этих же двигателей;
- моменты от подсасывающего действия выхлопных струй подъемных двигателей и от интерференции этих струй со скоростным напором.

Эти моменты можно условно назвать «постоянными». Парировать их можно и нужно средствами, которые создают такие же монотонно меняющиеся восстанавливающие моменты. Это — средства силовой балансировки. К ним относятся:

- Модуляция тяги, т.е. дифференциальное изменение режимов работы отдельных, разнесенных относительно центра тяжести, групп подь-

емных двигателей, и изменение режимов работы подъемно-маршевых двигателей.

- Отклонение векторов тяги путем поворотных решеток на выхлопе подъемных двигателей и поворотных сопел подъемно-маршевых двигателей.

Единая силовая установка самолета ВВА-14 скомпонована таким образом, что позволяет путем установления определенных закономерностей между тягами и углами поворота выхлопных струй подъемных и подъемно-маршевых двигателей (т.н. «законов перекрестных связей») компенсировать их друг другом и сводить к минимуму их разнонаправленное влияние на положение самолета и осуществлять автоматическую балансировку на самых ответственных режимах полета.

Вторая группа — моменты, возникающие нерегулярно, действующие кратковременно, изменяющиеся быстро, неожиданно, неоднозначно и не плавно. К таким возмущающим моментам относятся:

- Моменты от внезапного изменения центровки.
- Моменты от отказов подъемных и подъемно-маршевых двигателей.
- Моменты, возникающие на нижней поверхности центроплана от воздушной подушки в непосредственной близости от поверхности.
- Моменты от разбаланса при управлении тягами двигателей и от влияния управления по другим каналам.
- Моменты от порывов ветра и неравномерности атмосферы.

Эти моменты условно можно назвать «непостоянными». Для их парирования необходима система, способная быстро создавать противодействующие моменты нужной величины и быстро изменять их в соответствии с характером и скоростью изменения возмущающих моментов. Нужна мощная малоинерционная силовая система стабилизации и управления.

В эскизном проекте в качестве такой системы выбрана система струйных рулей, основанная на отборе сжатого воздуха от подъемных двигателей. От каждого двигателя РД36-35ПР отбирается по 6 кг/сек воздуха, сжатого до 5 кг/см². Этот воздух подается по трубопроводам к шести управляющим соплам, расположенным по одному в носовой части каждого борто отсека, по одному в хвостовой его части и по одному на консолях крыла (Рис.2.17).

Перед управляющими соплами расположены камеры дожигания, в которых сжатый воздух получает дополнительную энергию за счет сгорания топлива. Передние и задние сопла, установленные в борто отсеках, обеспечивают создание управляющих моментов по тангажу и по курсу, а сопла на концах консолей крыла — по крену. Отбор воздуха и подача его на управля-

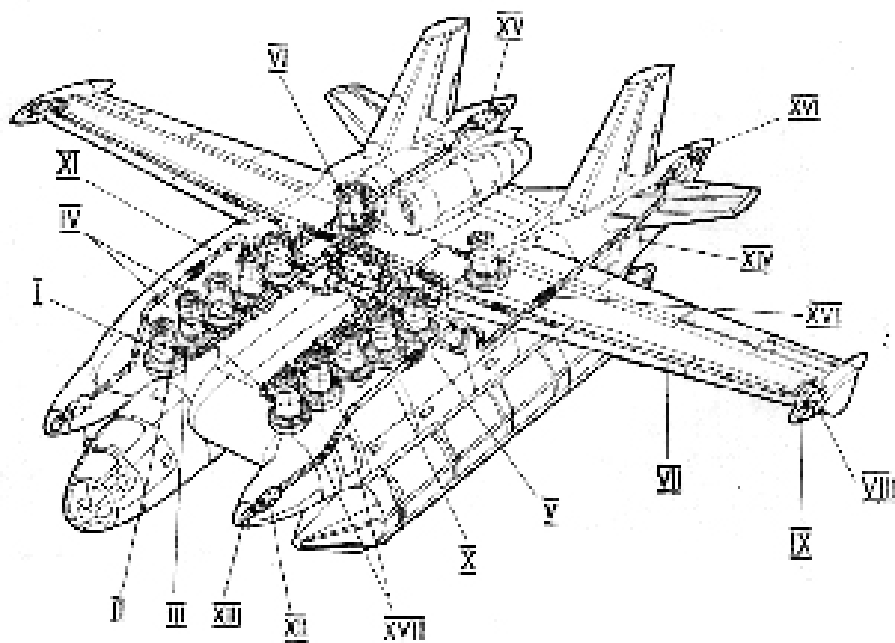


Рис. 2.17
Схема системы струйных рулей

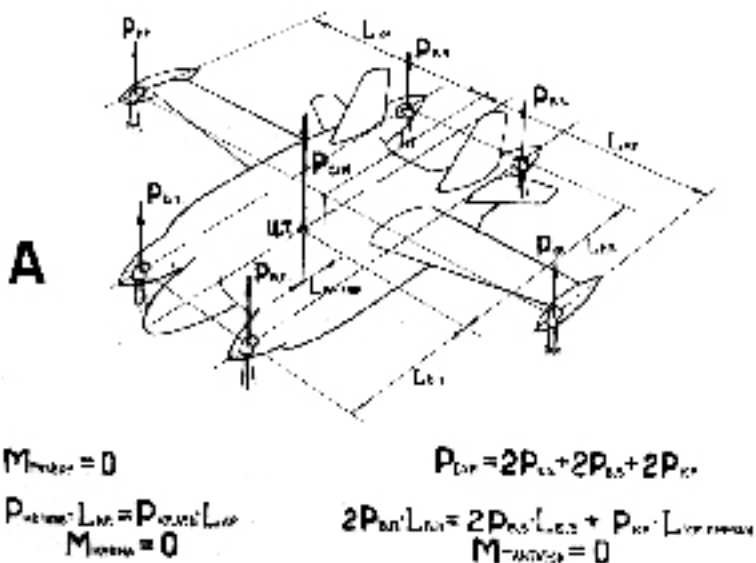
I — подъёмный двигатель; II — клапан отбора воздуха от двигателя ;
 III — предохранительный и обратный клапан; IV — сборный коллектор;
 V — центральный коллектор (ресивер); VI — распределитель системы поперечного управления; VII — трубопровод подачи воздуха в крыльевые сопла;
 VIII — крыльевая камера дожигания; IX — крыльевое управляемое сопло крена; X — распределитель объединённой системы продольного и путевого управления; XI — трубопровод подачи воздуха к передним соплам;
 XII — передняя камера дожигания; XIII — переднее управляемое сопло тангажа и разворота; XIV — трубопровод подачи воздуха к задним соплам;
 XV — задняя камера дожигания ; XVI — заднее управляемое сопло тангажа и разворота; XVII — сильфонный компенсатор; XVIII — шаровой стык.

ющие сопла происходит постоянно в течение всего времени работы подъёмных двигателей (клапан отбора на двигателе постоянно открыт). Так же постоянно работает и камера дожигания. Воздух из всех управляющих сопел постоянно, пока нет управляющих действий, истекает вертикально вниз, создавая дополнительную подъёмную силу. При удельной тяге сопла в 80 кг/сек воздуха и при общем отборе от двенадцати двигателей 72 кг/сек

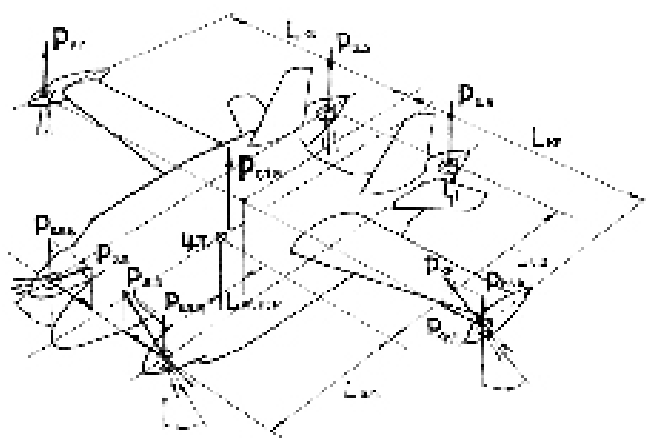
эта подъемная сила, с учетом потерь в трубопроводах, составляет порядка 6000 кг.

При создании момента на кабрирование задние сопла на бортовсехах разворачиваются в вертикальной плоскости одновременно в разные стороны, вертикальная составляющая их тяги уменьшается и за счет неизменной тяги передних сопел создается кабрирующий момент. При создании пикирующего момента сопла на бортовсехах меняются ролями. При необходимости создания разворачивающего момента оба передних сопла на бортовсехах разворачиваются в одну сторону, а оба задних сопла одновременно с передними разворачиваются в противоположную сторону. Создается разворачивающий момент, но балансировка по тангажу не нарушается, т.к. сохраняется прежнее равновесие между вертикальными составляющими тяги передних и задних сопел. Струйники на концах консолей крыла работают по такому же принципу. При создании левого крена сопло левой консоли разворачивается в вертикальной плоскости во внешнюю сторону от оси самолета. Вертикальная составляющая тяги этого струйника уменьшается и за счет неизменной вертикальной составляющей тяги правого струйника возникает левый крен (Рис.2.18).

При необходимости создания особенно больших управляющих усилий по тангажу и крену (при даче рычагов управления на полный ход) управляющие сопла могут разворачиваться на 180 град, создавая отрицательную вертикальную тягу. Тогда создаваемый ими максимальный момент удваивается.



Б



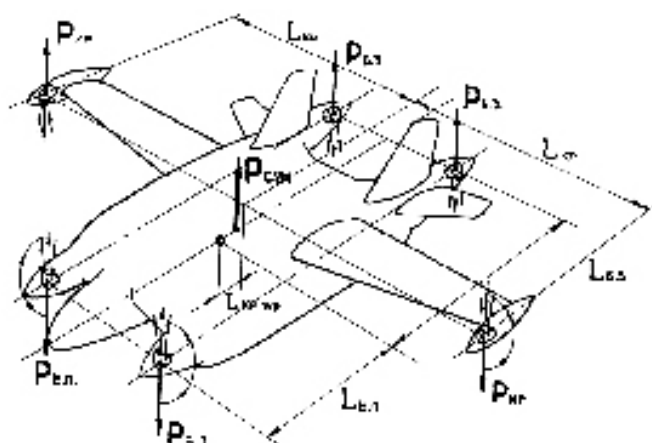
$$M_{\text{мотор}} = -P_{\text{ср.к}} \cdot L_{\text{ср.к.в}}$$

$$P_{\text{ср.в}} = 2P_{\text{ср.к}} + 2P_{\text{ср.д}} + P_{\text{ср.з}} + P_{\text{ср.п}}$$

$$M_{\text{мотор}} = (P_{\text{ср.к}} - P_{\text{ср.д}}) \cdot L_{\text{ср.к}}$$

$$M_{\text{мотор}} = 2P_{\text{ср.к}} \cdot L_{\text{ср.к}} + (P_{\text{ср.к}} + P_{\text{ср.д}}) \cdot L_{\text{ср.д.к}} - 2P_{\text{ср.д}} \cdot L_{\text{ср.д}}$$

В



$$M_{\text{мотор}} = 0$$

$$P_{\text{ср.в}} = 2P_{\text{ср.д}} - 2P_{\text{ср.к}}$$

$$M_{\text{мотор}} = 2P_{\text{ср.к}} \cdot L_{\text{ср.к}}$$

$$M_{\text{мотор}} = 2P_{\text{ср.д}} \cdot L_{\text{ср.д.к}} + 2P_{\text{ср.к}} \cdot L_{\text{ср.к}}$$

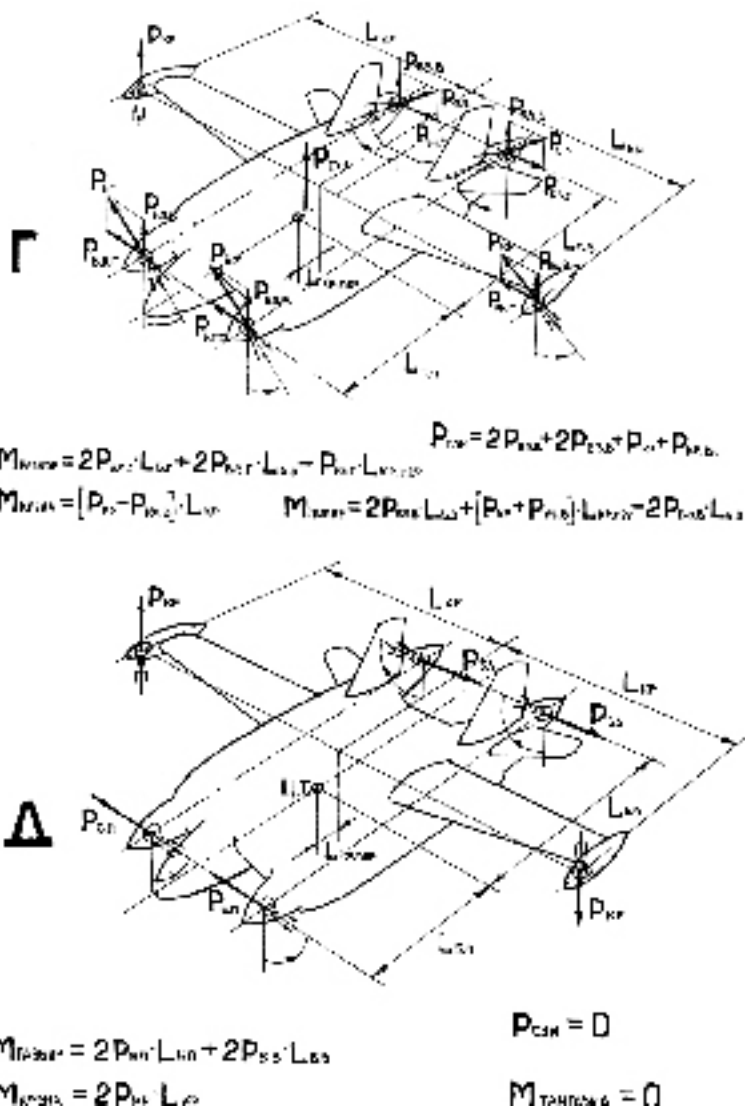


Рис. 2.18

Схема формирования управляющих моментов струйными рулями

А — равновесное состояние (моменты по всем осям равны нулю); Б — создание умеренных моментов по тангажу (пикирование) и крену (левый крен) при нулевом моменте по развороту; В — создание максимальных моментов по тангажу (пикирование и крену (левый крен) при нулевом моменте по развороту; Г — создание умеренных моментов по развороту (правый разворот) и крену (левый крен) при минимальном изменении момента по тангажу; Д — создание максимальных моментов по развороту (правый разворот) и крену (левый крен) при нулевом моменте по тангажу.

Постоянный отбор воздуха от каждого подъемного двигателя РД36-35ПР уменьшает его тягу на ~ 800 кг. (без отбора воздуха двигатель имел бы взлетную тягу не 4400 кг, а 5200 кг). Это приводит к общей потере тяги подъемной силовой установки на 9600 кг, что составляет 15%. Дополнительная тяга струйных рулей при постоянном отборе воздуха только частично компенсирует эту потерю. Полная тяга струйников, равная ~ 6000 кг, составляет $\sim 10\%$ общей вертикальной тяги, но с учетом уменьшения этой тяги за счет уменьшения ее вертикальной составляющей при развороте сопел в момент создания управляющих усилий, восстанавливается только порядка 8% — 9% общей тяги.

Система струйных рулей, основанная на постоянном отборе воздуха от подъемных двигателей, обеспечивая безинерционность управления (все трубопроводы постоянно заполнены сжатым воздухом, каждый струйник создает вертикальную тягу и всегда готов к управляющему воздействию; время его срабатывания определяется только временем, потребным на поворот сопла), уменьшает общую подъемную тяговооруженность самолета на 6%-7%. Отбор воздуха от двигателя в больших количествах усложняет его конструкцию и увеличивает вес. Однако со всем этим приходится смириться т.к. применение второго возможного варианта — системы струйников с периодическим отбором воздуха от двигателей, когда клапан отбора на двигателе открывается только при подаче команды на создание управляющего усилия, приводит к еще худшим результатам. Такой отбор уменьшает потери тяговооруженности самолета, но зато делает струйники инерционными, значительно снижает их быстродействие за счет дополнительного времени на открытие клапана отбора и заполнение трубопроводов сжатым воздухом каждый раз после получения команды на управляющее действие. Чем больше самолет, чем больше двигателей в его силовой установке, тем длиннее и разветвленное система трубопроводов и тем больше запаздывание в срабатывании струйных рулей. Кроме того, периодический отбор воздуха не позволяет применять камеры дожигания перед управляющими соплами и, создавая нестабильность в газодинамическом тракте подъемного двигателя, нарушает его работу и усложняет систему регулирования.

При любом способе отбора эффективность струйников определяется количеством и параметрами воздуха, поступающего от двигателей к управляющим соплам. Это количество зависит от режима работы двигателей. Когда двигатели снижают свой режим работы, количество воздуха, поступающего в струйники, уменьшается и их тяга падает. На переходных режимах полета по мере разгона самолета, но еще до достижения эвалютивной скорости, оп-

ределенную группу подъемных двигателей необходимо переводить на пониженный режим работы или даже выключать. При этом количество воздуха, отбираемого от силовой установки, а, следовательно, и тяга струйников, будет уменьшаться. Система силовой стабилизации будет терять свою эффективность тогда, когда она еще необходима. Однако это снижение эффективности в диапазоне скоростей, приближающихся к эвалютивной, в большой мере будет компенсироваться ростом аэродинамического демпфирования и повышением эффективности аэродинамических рулей. Поэтому этот недостаток не может принести самолету больших неприятностей.

Учитывая сказанное, при выборе струйного управления для самолета ВВА-14 целесообразно было остановиться на системе струйников с постоянным отбором воздуха от подъемных двигателей и с камерами дожигания перед управляющими соплами.

Конструкция такой системы состоит из:

- трубопроводов, собирающих сжатый воздух от двенадцати подъемных двигателей и транспортирующих этот воздух к управляющим соплам;
- шести управляющих сопел, расположенных в борто отсеках и на концах консолей крыла;
- шести камер дожигания, установленных перед соплами;
- системы питания камер дожигания топливом;
- системы управления поворотом сопел.

На Рис.2.17 показана схема отбора и распределения сжатого воздуха.

От клапана отбора каждого подъемного двигателя сжатый воздух по трубопроводу отбора поступает в один из двух сборных коллекторов, каждый из которых обслуживает свою группу из шести двигателей. Сборные коллекторы расположены по обе стороны фюзеляжа между его бортами и подъемными двигателями. На входе в коллектор на трубе отбора каждого двигателя установлены предохранительные и обратные клапаны. Оба сборных коллектора соединяются с центральным коллектором (реверсером), расположенным в фюзеляже под центропланом консолей крыла. Из центрального коллектора воздух поступает в два распределителя, расположенных в этой же зоне фюзеляжа. Из распределителя системы поперечного управления воздух уходит по двум трубопроводам в носовые отсеки правой и левой консоли крыла и подается к управляющим соплам крена, расположенным в носках концевых обтекателей консолей. Из распределителя объединенной системы продольного и путевого управления воздух по четырем трубопроводам подается к передним и задним управляющим соплам тангажа и курса каждого из борто отсеков.

Все магистральные трубопроводы имеют сильфонные компенсаторы, части трубопроводов друг с другом соединяются стяжными хомутами и шаровыми стыками. Трубопроводы, коллекторы и распределители изготовлены из тонкостенной нержавеющей стали (или из титана). Управляющие сопла (Рис.2.19) представляют собой изогнутые на 90 град. специальные профилированные патрубки с внутренним набором направляющих лопаток для эффективного поворота вытекающих газов. Каждое сопло вращается вокруг горизонтальной оси в секторе 270 град. при помощи наружной зубчатой пары и шестеренчатого привода. Выполнены сопла из жаростойкой стали. Неподвижные основания сопел вместе с опорными подшипниками и механизмами приводов закреплены к передним и задним шпангоутам бортоотсеков и к передним диафрагмам крыльевых законцовок. Сами поворотные сопла закрыты соединенными с ними оживальными обтекателями, которые вращаются вместе с соплами и формируют носовые и хвостовые обводы бортоотсеков и носки крыльевых законцовок.

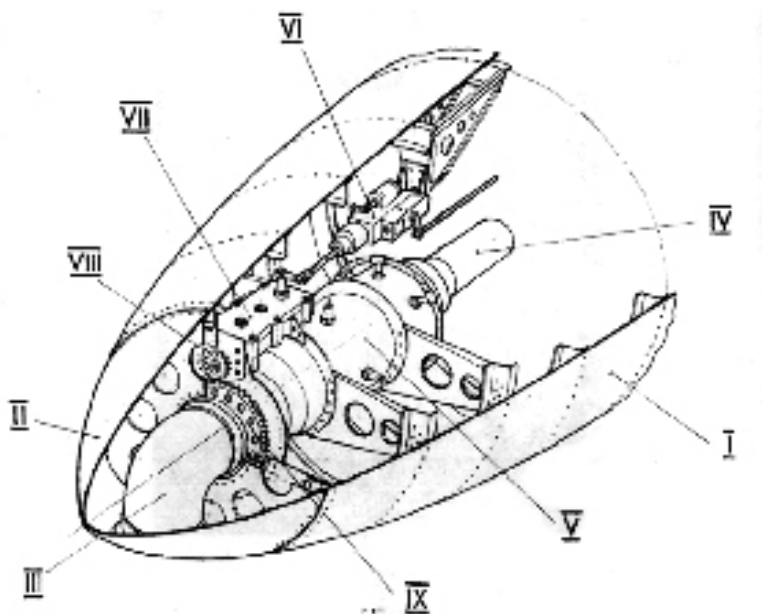


Рис. 2.19

Управляющее сопло

I — носок (хвостик) бортоотсека, носок концевой обтекателя крыла;
 II — вращающийся обтекатель сопла; III — поворотное управляющее сопло;
 IV — подводящий трубопровод; V — камера дожигания; VI — бустер управления соплом; VII — редуктор привода управляющего сопла; VIII — ведущая шестерня редуктора; IX — ведомая шестерня поворотного сопла.

Перед каждым управляющим соплом располагается камера дожигания, схематически представляющая собой расширяющуюся законцовку магистрального трубопровода специфической формы из жаростойкой стали, в которой установлены несколько форсунок, подающих и распыляющих топливо, и электрозапальники, воспламеняющие горючую смесь. Топливо в форсунки подается насосами из топливной системы камер дожигания, являющейся фрагментом общей топливной системы самолета.

Приводные механизмы струйников управляются бустерами, получающими команды от единой системы управления самолетом через кинематические передающие и суммирующие механизмы (рис. 2.20).

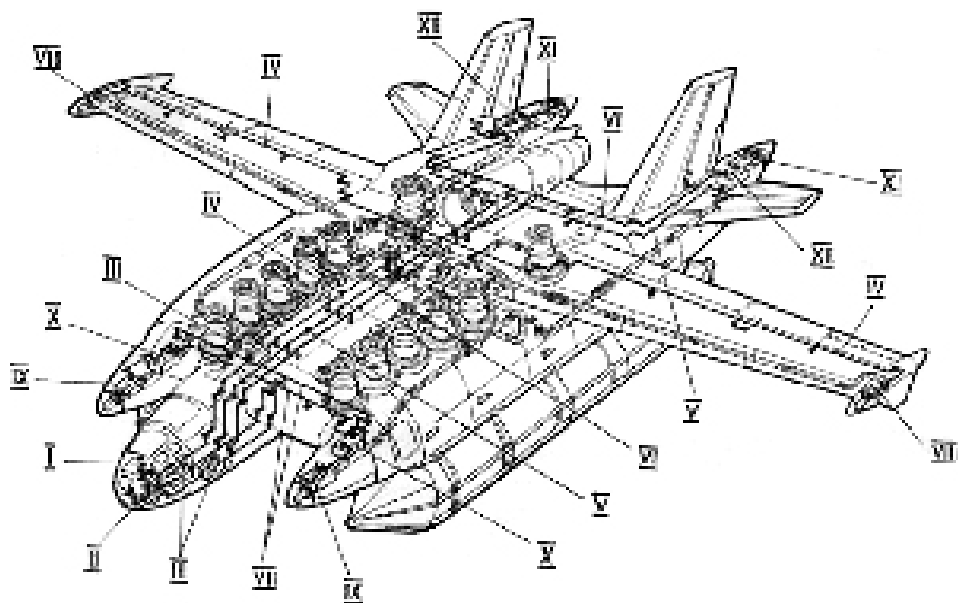


Рис. 2.20

Схема системы управления самолётом

I — ручка управления пилота; II — педали управления пилота; III — кинематические передающие механизмы каналов управления; IV — трасса управления элеронами и крыльевыми струйниками; V — трасса управления рулями высоты и задними струйниками бортовых секторов; VI — трасса управления рулями поворота и задними струйниками бортовых секторов; VII — трасса управления передними струйниками бортовых секторов; VIII — силовой кинематический механизм крыльевых струйников; IX — силовой кинематический механизм передних струйников бортовых секторов; X — кинематический суммирующий механизм передних струйников бортовых секторов; XI — силовой кинематический механизм задних струйников бортовых секторов; XII — кинематический суммирующий механизм задних струйников бортовых секторов.

Таким образом, принятая в качестве средства стабилизации система струйного управления, как мы видим, представляет собой довольно сложную и тяжелую конструкцию, не соответствующую ранее изложенным требованиям по простоте и весу. Поэтому она рассматривалась, как начальный, предварительный этап решения сложной задачи по созданию силового управления. Поиск более совершенного решения продолжался непрерывно в течение всего времени работы над самолетом ВВА-14. Разрабатывались и исследовались различные концептуальные и конструктивные решения с использованием аэродинамических трубных экспериментов, стендовых модельных испытаний и математического моделирования на пилотажных стендах. За весь период работы было исследовано несколько вариантов силового управления. Позже мы рассмотрим вариант, который в конце работы над самолетом был принят для реального осуществления и на котором закончилась работа над этой системой.

5

Пневматическое взлетно-посадочное устройство (ПВПУ) — одно из самых интересных и значимых конструктивных решений, примененных Робертом Людвиговичем на самолете ВВА-14. Это решение демонстрирует принципиально новый подход к обеспечению амфибийности вертикально-взлетающих самолетов.

Надувные, большого объема поплавки (баллоны), размещенные по катамаранной схеме и убираемые в полете, в сочетании с особой компоновкой планера обеспечивают получение новых, уникальных, совершенно недоступных классическим амфибиям характеристик по плавучести при большом волнении, по проходимости при базировании на суше, по крейсерскому аэродинамическому качеству и по весовой отдаче.

За счет поперечного разнота водозмещающих объемов катамаранная схема создает большую остойчивость и меньшую чувствительность к боковой качке при большом волнении, а эластичность надувных баллонов практически снимает нагрузки на конструкцию от ударов волн при дрейфе и рулежке.

Имея внутри баллонов эксплуатационное давление максимум $0,35-0,4 \text{ кг/см}^2$. ПВПУ обеспечивает практически абсолютную проходимость самолета, т.е. оно создает такое давление на поверхность, при котором самолет держится на самом верхнем слое грунта, не разрушая его и не создавая глубоких отпечатков (колеи). Это обстоятельство дает возможность самолету ВВА-14 эксплуатироваться практически на любой поверх-

ности в любом ее состоянии. Такое качество не идет ни в какое сравнение с колесными амфибиями классических схем. Даже самые современные шасси повышенной проходимости (многоколесные, с широкими колесами большого диаметра и низкого давления — $5-7 \text{ кг/см}^2$) могут обеспечивать эксплуатацию с грунта плотностью не ниже 5-6 единиц, что соответствует укатанному грунтовому аэродрому.

Высокие амортизационные качества надувных баллонов создают значительно меньшие нагрузки на конструкцию планера при случайных ударах на посадке как на воду, так и на сушу. Происходит это по той причине, что, во-первых, начальное давление в баллонах на порядок ниже начального давления в гидроамортизаторах, а, во-вторых, система стравливающих клапанов не допускает роста давления больше, чем вдвое, т.к. максимально возможное давление в баллоне — не более 1 кг/см.кв. , тогда как в гидроамортизаторах оно может достигать при ударе о землю десятков и даже сотен атмосфер, а удары жесткого водоизмещающего корпуса о воду воспринимаются конструкцией вообще без амортизации. По этой причине, а также из-за своей универсальности и многофункциональности, ПВПУ в принципе должно обладать гораздо меньшим весом, чем аналогичные устройства классических амфибий (два надувных баллона с системой уборки и выпуска — вместо водоизмещающего гидродинамического днища с жесткими подкрыльными поплавками плюс полный комплект убираемого колесного шасси со всеми системами).

Убираемые в полете надувные водоизмещающие баллоны ПВПУ обладают гораздо меньшим лобовым сопротивлением по сравнению с жесткими водоизмещающими объемами обычных амфибий (корпус-лодка с подкрыльными поплавками или катамаранные жесткие поплавки) с их реданами, острыми скулами и другими элементами, портящими аэродинамику.

У самолета ВВА-14 с ПВПУ есть еще одно очевидное преимущество перед классическими амфибиями — гораздо большая степень безопасности при вынужденной посадке на случайную твердую поверхность вне аэродрома по «самолетному», т.е. со значительной поступательной посадочной скоростью (при отказах большого количества подъемных двигателей, или невозможности их запуска перед посадкой, или при каких-то других обстоятельствах, не позволяющих осуществить вертикальную посадку). В этой ситуации ПВПУ и компоновка планера обеспечивают полную безопасность и минимальные повреждения корпуса самолета. Вся энергия удара поглощается баллонами и, при их разрушении или невыпуске перед вынужденной посадкой, концевыми элементами бортов отсеков, а катамаранная схема гаран-

тирует при этом устойчивое движение по поверхности без заваливания на крыло и опрокидывания. Последствиями такой посадки могут быть только замена разрушившихся секций баллонов и незначительный ремонт задних частей бортов отсеков. Аналогичная ситуация для обычных амфибий приводит к гораздо большим неприятностям. Безопасная посадка вне аэродрома с выпущенными шасси вообще невозможна, а посадка на «брюхо» чревата в лучшем случае серьезными (часто невосстановимыми) разрушениями крыла и фюзеляжа, в худшем — пожаром и полным разрушением самолета.

Однако наряду с этими явными преимуществами, у ПВПУ есть, по сравнению с колесными шасси, одна слабая сторона: невозможность самостоятельного передвижения самолета по твердой поверхности в контакте с ней. Этот недостаток в значительной степени устраняется правильным использованием способности вертикального взлета и посадки. Самолет ВВА-14, так же как и вертолеты, во всех пунктах эксплуатации может совершать посадку и взлет непосредственно возле места стоянки, выгрузки — загрузки, пополнения боекомплекта и т. п. Для него нет необходимости, как для любого обычного аэродромного самолета, заруливать на стоянку после посадки и выруливать на взлетную полосу перед взлетом, перемещаясь при этом, в зависимости от направления ветра и места стоянки, порой вдоль всего аэродрома. Отсутствие колес и неспособность без специальных приспособлений «перекатываться» по аэродрому проявляется как существенный недостаток только при обслуживании самолета на своей базе (когда самолет с неработающими двигателями нужно переместить на другую стоянку или «закатить» в ангар), или в случае выхода из строя силовых установок, когда самолет необходимо срочно убрать со старта или с рулежки. В этих случаях нужно применять специальные транспортировочные устройства, обладающие хорошей проходимостью. Это могут быть, например, буксирные платформы на воздушной подушке («воздушной смазке»), воздух в которые подается от компрессора на аэродромном тягаче, или другие средства, входящие в комплект наземного оборудования этого самолета.

Можно этот недостаток устранить и более радикальным путем: создать «воздушную смазку» под днищем самих баллонов ПВПУ. Для этого под полужесткую лыжу баллона по ее периферийному обрамлению необходимо подвести сжатый воздух от бортовой вспомогательной силовой установки с возможностью подключения к наземному источнику. Такое решение незначительно усложнит конструкцию поплавков и их пневматической системы, но зато полностью решит вопрос автономного перемещения самолета

по поверхности с неработающими двигателями (на этапе эскизного проектирования такая система не предусматривалась).

Размеры и компоновка баллонов ПВПУ определяются взлетным весом самолета, требованиями мореходности, плавучести, живучести и безопасности эксплуатации.

В эскизном проекте заложены, как мы видели, баллоны с диаметром в надутом состоянии, равным 2 м, и длиной цилиндрической части в 12,5 м. Такие объемы баллонов обеспечивают необходимый запас плавучести при взлетном весе самолета в 45000 кг. При этом баллоны погружаются в воду с учетом их деформации от нагружения на половину их диаметра. Каждый баллон состоит из пяти автономных герметичных секций. Потеря герметичности любой одной секции одновременно на каждом баллоне не приводит к потере плавучести, чем обеспечивается живучесть баллонов и всего самолета. Изготавливаются баллоны из герметичной прочной прорезиненной ткани с небольшим удельным весом. В нижней части баллонов на их днищах установлены прочные на истирание эластичные лыжи, через которые ПВПУ контактирует с поверхностью. Крепление баллонов к бортоотсекам легкоразъемное для обеспечения быстрой их замены в эксплуатации.

Большие размеры баллонов, обеспечивая необходимые запасы плавучести самолета, его остойчивость на воде и высокую проходимость на суше, в то же время создают большие трудности при решении задачи их выпуска и уборки.

Большой объем баллонов требует большого времени для наполнения их воздухом при выпуске и стравливания этого воздуха при уборке, тогда как из условий безопасности взлета и посадки и сокращения переходных этапов полета время выпуска и уборки должно быть минимальным и приближаться к 10-15 секундам, как у колесных шасси.

Большие размеры по длине и по диаметру мягкого и бесформенного в не надутом состоянии баллона создают большие трудности в обеспечении однозначности формообразования при складывании.

Сложную задачу представляет собой обеспечение стабильности и устойчивости формы баллона в любой промежуточной стадии выпуска и уборки во избежание возникновения флаттерных явлений при обдувке набегающим потоком не полностью наполненного баллона.

Возможность успешного решения этих вопросов, а также конструкция самих баллонов, состав и конструкция систем, обслуживающих ПВПУ, определяются выбором способа уборки и выпуска баллонов. На этапе эскизного проекта в самолете ВВА-14 была предусмотрена уборка баллонов

способом вакуумирования. Самые общие предварительные проработки нескольких вариантов конструкции баллонов и систем их уборки и выпуска показали, что этот способ, в принципе, при правильном подходе к проектированию, может обеспечить наибольшую конструктивную простоту, наименьший вес и минимальную энергоемкость всей системы ПВПУ.

На Рис. 2.21 показан один из возможных вариантов конструкции баллона и способов складывания его при уборке путем вакуумирования.

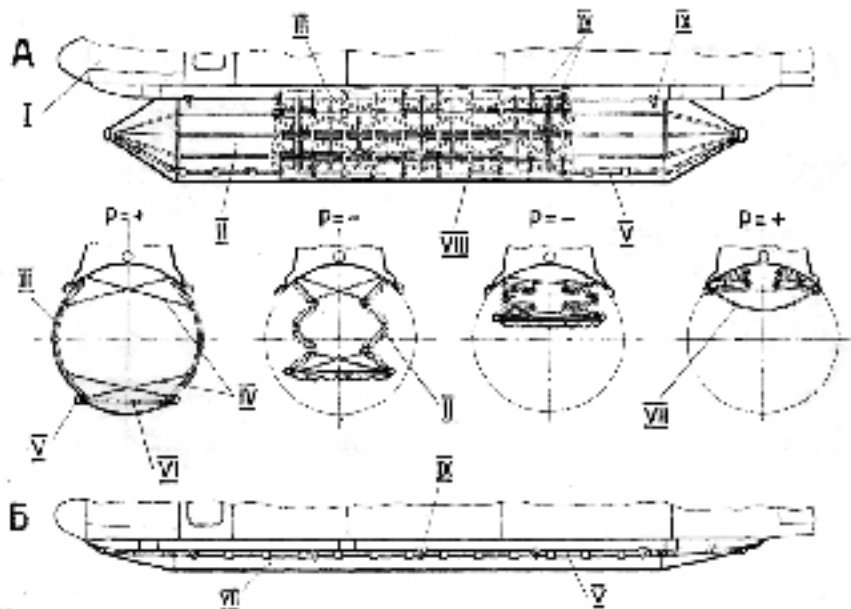


Рис. 2.21

Схема баллона с системой «вакууммирования».

Вариант первый

А — баллон выпущен; Б — баллон убран; I — бортовой отсек; II — оболочка баллона; III — рамочная панель боковая; IV — резиновый амортизатор; V — трубчатый стрингер баллона; VI — рамочная панель нижняя; VII — мягкая лыжа; VIII — лямочный шарнир; IX — замок убранного положения.

Герметичная оболочка баллона, изготовленная из тонкой прорезиненной ткани, закреплена при помощи тканевых лямок к бортотсеку. В нижней части оболочки вдоль всего баллона снаружи на таких же тканевых лямках установлены два продольных трубчатых стрингера, к которым закреплена единая для всех пяти секций баллона лыжа. Внутри баллона в каждой секции размещены девять жестких рамочных панелей. Каждая из панелей выполнена в виде плоской фермы из легких трубчатых элементов. Нижняя па-

нель закреплена к оболочке между стрингерами и является каркасом лыжи. Боковые панели (по четыре с каждой стороны) скреплены при помощи мягких эластичных лямочных шарниров друг с другом, с лыжей и с бортоотсеком в единую цепочку. В местах соединений панели прикрепляются к внутренней поверхности оболочки. В наполненном состоянии баллона его оболочка приобретает цилиндрическую форму. Эластичные лямочные шарниры, соединяющие панели друг с другом и с оболочкой, растягиваются и не создают препятствий ни для свободного формообразования при наполнении, ни при деформации баллонов от внешних нагрузок. Внутри каждой секции баллона установлены по четыре резиновых шнуровых амортизатора, два из которых, как показано на Рис.2.21, закреплены к бортоотсеку и к нижним элементам верхних панелей, а два других — к каркасу лыжи и к верхним элементам нижних панелей. Система шарнирно соединенных девяти панелей представляет собой многостепенный механизм с непредсказуемой кинематикой при складывании. Назначение амортизаторов — придать этому механизму однозначность движения его элементов. В наполненном баллоне амортизаторы вытягиваются на свою рабочую длину и находятся в напряженном состоянии. В начале процесса уборки в первый же момент падения давления внутри баллона амортизаторы своим натяжением создают начальный импульс поворота внутрь баллона одновременно верхних и нижних панелей, задавая этим кинематику складывания. При создании в баллоне вакуума верхние и нижние панели опережают в своем движении внутрь баллона средние панели и раму лыжи. «Схлопывание» баллона происходит, таким образом, по одной и той же кинематической схеме. Баллоны, складываясь, как гармошка, обеспечивают однозначность формообразования в сложенном состоянии. После окончания уборки баллонов стрингеры лыжи притягиваются к бортоотсеку специальными замками и в баллон подается промежуточное давление для образования удобообтекаемой формы днища лыжи. При выпуске баллонов процесс проходит в обратном порядке по той же кинематической схеме.

На Рис. 2.22 показан еще один из возможных вариантов конструкции баллонов, убираемых способом вакуумирования.

В этом варианте убранные в бортоотсеки баллоны закрываются снизу жесткими створками. В выпущенном положении створки распахнуты в стороны и вместе с поднутренными днищами бортоотсеков служат опорой баллонов. Сами баллоны состоят из такой же, как и в первом варианте, герметичной оболочки, закрепленной на бортоотсеке и на внешних кромках створок, и нескольких трубчатых стрингеров, установленных снаружи баллона и соединенных с оболочкой тканевыми лямками. Между нижними

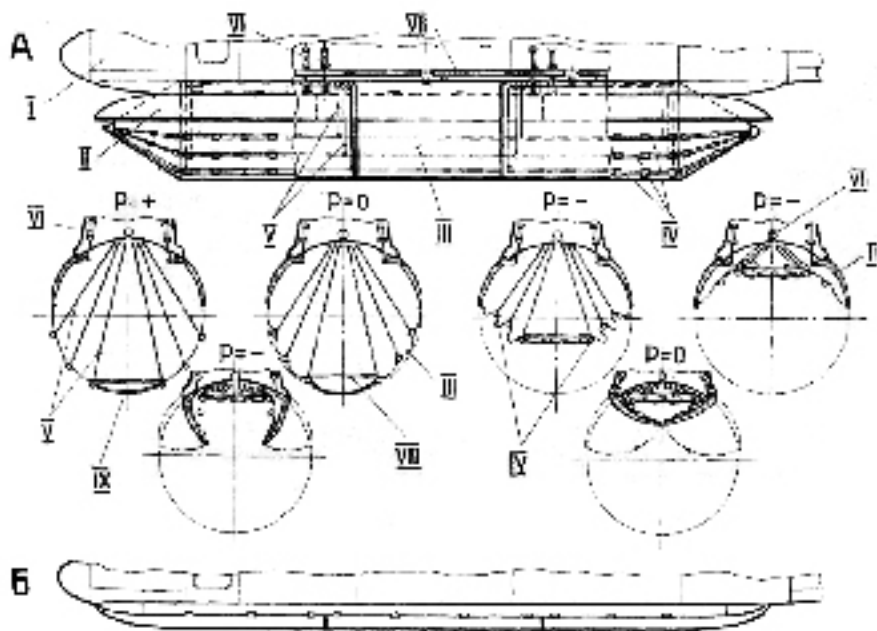


Рис. 2.22
Схема баллона с системой вакуумирования.
Вариант второй.

А — баллон выпущен; Б — баллон убран; II — створки баллона; III — оболочки баллона; IV — стрингеры баллона; V — резиновые амортизаторы; VI — гидроцилиндры створок баллона; VII — трубопроводы наполнения и вакууммирования баллона; VIII — нижняя панель; IX — мягкая лыжа.

стрингерами оболочка усилена прочной на истирание тканью для контакта с поверхностью. Внутри баллона к каждому стрингеру прикреплен резиновый шнуровой амортизатор, другим концом соединенный с бортотсеком. В выпущенном положении оболочка приобретает форму цилиндра, а амортизаторы, растягиваясь, переходят в напряженное состояние. При уборке, когда давление внутри баллонов падает, амортизаторы начинают втягивать стрингеры вовнутрь. При создании вакуума движение стрингеров под натяжением амортизаторов опережает движение всей оболочки. Стрингеры одновременно подтягиваются к днищу бортотсеков, а оболочка собирается вокруг них складками. В конце уборки баллонов створки бортотсеков закрываются, поджимая и пряча под собой складки оболочки. При выпуске баллонов после открытия створок и подачи давления натяжение амортизаторов удерживает стрингеры и не позволяет оболочке вывалиться в поток.

Наполнение и формообразование происходит плавно, преодолевая натяжение амортизаторов по мере возрастания давления.

В состав систем, обслуживающих ПВПУ с уборкой баллонов методом вакуумирования, входят:

- бортовая система наполнения баллонов воздухом;
- система периодической подкачки баллонов от бортового и наземного источников сжатого воздуха;
- система откачки воздуха из баллонов при уборке (система вакуумирования);
- система механизмов, удерживающих баллоны в убранном положении;
- система управления выпуском — уборкой и система контроля положения и состояния.

Как мы видим, оба рассмотренных варианта конструкции баллонов, убираемых способом вакуумирования, позволяют довольно просто обеспечить и приемлемое время уборки, и однозначность формообразования при складывании. А вот стабильность не надутого баллона в набегающем потоке в процессе наполнения и стравливания получить совсем не просто.

На этапе эскизного проектирования конструкция баллонов и систем уборки-выпуска подробно не разрабатывались. Были выполнены только общие наброски различных конструктивных решений. Путей обеспечения стабильности не надутых баллонов в полете найти не удалось. Этот вопрос, а также окончательный выбор конструкции и способа уборки баллонов ПВПУ был перенесен на последующие этапы проектирования самолета.

6

Мы уже знаем, что в эскизном проекте был принят взлетный вес самолета, равный 45000 кг. Как считал Роберт Людвигович, это тот минимальный начальный взлетный вес, при котором теоретически возможно получить требуемые летно-технические данные.

Действительно, если задаться аэродинамическим крейсерским качеством порядка 16 единиц и принять, что на самолете в качестве маршевых двигателей установлены два двухконтурных двигателя, у которых удельный расход топлива равен

$$C_e = (0,75 \div 0,8) \text{ кг/кг.т./час,}$$

а суммарная тяга на крейсерском режиме равна ~ 3200 кг, то часовой расход этого самолета будет равен

$$C_e \cdot P_{\text{крейс}} = (0,75 \div 0,8) \cdot 3200 = (2400 \div 2560) \text{ кг/час.}$$

При скорости крейсерского полета $V_{\text{крейс}} = 650 \text{ км/час}$ километровый расход топлива будет равен

$$q_{\text{м}} = \frac{C_e \cdot P_{\text{крейс}}}{V_{\text{крейс}}} = \frac{(2400 \div 2560)}{650} = (3,69 \div 3,94) \text{ кг/км}$$

Чтобы получить дальность полета порядка 3000-3500 км, заданных ТТТ на самолет, необходим запас топлива, равный

$$G_T = q_{\text{км}} \cdot L = (3,69 \div 3,94) \cdot (3000 \div 3500) = (11070 \div 13790) \text{ кг}$$

С учетом работы подъемных двигателей на взлете и посадке, навигационного запаса и топлива на набор крейсерской высоты и на снижение, можно принять потребный запас топлива, равный $\sim 16000 \text{ кг}$. При боевой нагрузке $G_{\text{боев.}} = 2000 \text{ кг}$, что также задается ТТТ на самолет, вес топлива вместе с полезной (боевой) нагрузкой будет составлять $\sim 18000 \text{ кг}$. Задаваясь весовой отдачей по топливу и полезной нагрузке, равной 0,4, получим взлетный вес, равный

$$G_{\text{взл}} = G_T + \frac{G_{\text{боев}}}{0,4} = \frac{18000}{0,4} = 45000 \text{ кг.}$$

Совершенно очевидно, что в этом грубом расчете целый ряд чрезвычайно оптимистичных допущений, особенно по весовой отдаче и аэродинамическому качеству.

Но у Роберта Людвиговича были на это основания. Во-первых, как мы уже говорили, компоновочная схема самолета содержит в себе большие потенциальные возможности по получению хорошей весовой отдачи и существенного крейсерского качества по сравнению с классическими амфибиями. Схема отличается:

- большими строительными высотами центроплана и бортов отсеков — практическим отсутствием привычного фюзеляжа;
- равномерным разномом масс многодвигательной силовой установки, всего оборудования, полезного груза и топлива по объемам центроплана и бортов отсеков;
- принципиально меньшим весом надувных ПВПУ по сравнению с жесткими водоизмещающими объемами;
- отсутствием колесного шасси с его системами и большими сосредоточенными нагрузками;

- значительно меньшими расчетными нагрузками на конструкцию из-за эластичности баллонов ПВПУ, отсутствия посадочных перегрузок и перегрузок на разбеге и пробеге.

Всё это создает условия для получения (при грамотном использовании всех этих особенностей и правильном проектировании) существенного выигрыша в весе конструкции планера по сравнению с классическими амфибиями и даже с обычными сухопутными самолетами аналогичного класса. Компактное размещение подъемных и подъемно-маршевых двигателей в центроплане позволяет упростить и облегчить конструкцию крепления двигателей, их капотирование, конструкцию входных и выходных устройств и всех систем силовой установки. А это, в свою очередь, позволяет свести к минимуму неизбежное увеличение относительного веса многодвигательной силовой установки по сравнению с силовыми установками обычных самолетов. Оригинальная аэродинамическая компоновка составного крыла, благоприятная интерференция элементов планера, убираемые в полете водоизмещающие объемы, при условии тщательной отработки профилировки, аэродинамических обводов и сопряжения агрегатов планера, способствуют достижению крейсерского качества на уровне современных звуковых сухопутных транспортных самолетов.

Кроме того, при назначении начального взлетного веса самолета Роберт Людвигович предусматривал использование в процессе его создания известных, но редко применявшихся в нашей стране, способов получения наименьшего веса конструкции, в частности, метода проектирования на заниженный вес и уменьшенные нагрузки. При этом методе определение основных геометрических размеров самолета и расчетных нагрузок на его конструкцию производится, исходя из сознательно уменьшенного взлетного веса, а при прочностных расчетах эти нагрузки еще раз уменьшаются на 15% — 20%. Таким образом, при проектировании, с одной стороны, закладываются минимальные из возможных размеры самолета и его агрегатов, что уже само по себе способствует уменьшению веса, а с другой — заведомо недостаточная прочность конструкции. Доведение прочности до необходимой нормы производится путем статических испытаний первых образцов на стопроцентную нагрузку и усилением проявляющихся при этом отдельных слабых мест. Такой метод делает самолет более компактным, позволяет рационально, без излишеств по весу и габаритам, использовать функциональные возможности каждого агрегата, позволяет повысить равнопрочность конструкции, проявить роль конструктивных (не силовых) элементов, которые фактически усиливают конструкцию, но в расчете не участвуют, использовать действи-

тельную прочность материалов, которая больше, чем принимается в расчетах. Это позволяет улучшить весовую отдачу самолета, «выжимая» из него неучтенные резервы геометрии, веса и прочности. При этом некоторые доработки агрегатов и усиления, которые необходимо проводить для доведения прочности до нормы, обходятся значительно меньшим утяжелением, чем, если бы проектирование проводилось по полному весу.

Однако этот метод, широко применявшийся в США и в Англии, связан с определенным риском и с возможным затягиванием сроков создания, запуска в серию и в эксплуатацию новых самолетов. По этой причине он практически не применялся в отечественном самолетостроении. У нас всегда главным требованием был быстрый результат, времени и средств на доводку самолета на стадии создания опытных образцов никогда не выделялось. Разрушение отдельных элементов конструкции в процессе статических испытаний считалось недостатком проектирования. Поэтому практиковалось проектирование на завышенный вес, что гарантировало запас прочности, но приводило к неоправданному перетяжелению самолетов. Все отечественные тяжелые бомбардировщики, транспортные и пассажирские самолеты, как правило, обладают существенно меньшей весовой отдачей, чем их зарубежные аналоги, что наряду с другими недостатками приводит к снижению конкурентоспособности.

В случае с ВВА-14 такой ситуации можно было избежать, т.к. самолет был экспериментальный. В процессе его испытаний и доводки можно было без особого риска и потери времени использовать преимущества проектирования методом заниженного веса. На это Роберт Людвигович и рассчитывал.

Кроме того, он был убежден, что особенности динамики вертикального взлета и посадки, эластичность баллонов ПВПУ и компоновочные характеристики планера требуют принципиально новых индивидуальных подходов к методам определения внешних нагрузок на этот самолет и корректировки применительно к нему некоторых норм прочности. Использование стандартных методов и норм, разработанных нашей авиационной наукой для самолетов обычных схем, по его мнению, недопустимо, т. к. приведет к неоправданному перетяжелению конструкции ВВА-14 и помешает выявлению его необычных качеств. Главный конструктор предусматривал в процессе работы над самолетом обязательное проведение тензометрирования опытных экземпляров для получения истинных нагрузок на все агрегаты самолета на всех режимах полета, а на основании этих данных — уточнение норм прочности в сторону некоторого снижения требований. Это являлось еще одним резервом уменьшения веса конструкции, оправдывающим выбор начального взлетного веса в 45000кг.

Как распределялся этот вес между агрегатами и системами самолета, показано в весовой сводке, представленной в эскизном проекте (Таблица № 2.1). Эта весовая сводка составлена на первоначальную компоновку самолета, в которой предусматривались:

- отделяемая в воздухе пилотская кабина на двух членов экипажа — пилота и штурмана-оператора;
- ПВПУ с надувными баллонами диаметром 2м и убираемые способом вакуумирования;
- Система струйного управления в качестве средства силовой стабилизации.

На стадии эскизного проекта не было глубокой проработки той части оборудования, которая обеспечивала выполнение задач поиска, слежения и уничтожения подводных лодок. Поэтому в весовой сводке фигурирует абстрактный комплекс ППС с условным весом.

Таблица 2.1

Весовая сводка самолета ВВА-14

АГРЕГАТЫ И СИСТЕМЫ			Номин. вес	Относ. вес	Общ. стат.	
I	ПЛАНЕР		9760	0,22	0,3	
	1	Центроплан	5832			
		1	Кабина экипажа	510	0,17	0,21
		2	Корпус и бортоотсеки	4120		
		3	Отъемные носки	70		
		4	Кессон ОЧК	980		
		5	Хвостовой отсек	150		
	2	ОЧК	1750			
	3	Оперение	980	0,022	0,021	
4	ПВПУ	1200	0,027	0,055		
II	СИЛОВАЯ УСТАНОВКА		11000	0,24	0,14	
	1	Маршевые двигатели, капоты и детали установки	3900	0,086		
	2	Подъемные двигатели, детали установки	4250	0,094		
	3	Створки воздухозаборников, наружные и внутренние кожухи	750			
	4	Решетки и створки на выходе	800			
	5	Топливная система	550			
	6	Установка ТА-6	300			
	7	Противопожарное оборудование, управление двигателями, система запуска, масляная система	450			

АГРЕГАТЫ И СИСТЕМЫ			Номин. вес	Относ. вес	Общ. стат.
III	ОБОРУДОВАНИЕ		5700	0,13	0,111
	1	Управление	540		
	2	Струйное управление	990		
	3	Гидросистема	750		
	4	Пневмосистема	400		
	5	Электрооборудование	1050		
	6	Пилотажно-навигационное оборудование	180		
	7	Радиолокационное оборудование	370		
	8	Кислородное оборудование	28		
	9	Отопление и вентиляция	80		
	10	Противообледенительное оборудование	190		
	11	Кресла экипажа	100		
	12	Госопознавание	72		
	13	Комплекс ППС	800		
	14	Морское, спасательное оборудование, оборонительное вооружение	150		
IV	СНАРЯЖЕНИЕ И СЛУЖЕБНАЯ НАГРУЗКА		540		
	1	Экипаж	160		
	2	Снаряжение экипажа	51		
	3	Масло	329		
V	ПУСТОЙ САМОЛЕТ		26460	0,588	
VI	СНАРЯЖЕННЫЙ САМОЛЕТ		27000	0,6	
VII	ТОПЛИВО		16000	0,355	
VIII	БОЕВАЯ НАГРУЗКА		2000	0,045	
IX	ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС		45000		
X	ПОЛНАЯ ВЕСОВАЯ ОТДАЧА			0,40	

При составлении этой весовой сводки конструкция агрегатов и систем также еще не была подробно разработана и их вес определялся в самом первом приближении с использованием удельных статистических параметров и с учетом компоновочных особенностей этих агрегатов и систем.

Как видно из весовой сводки, вес планера самолета ВВА-14, заложенный в эскизном проекте, составляет 0,22 взлетного веса. Это меньше веса планера обычных самолетов подобного класса. Происходит это за счет уменьшенного веса составного крыла с кабиной экипажа (0,17 взлетного веса) по сравнению с суммарным весом крыла и фюзеляжа обычных са-

молетов (0,21 взлетного веса) и значительно уменьшенного веса ПВПУ (0,027 взлетного веса) по сравнению с колесным шасси (0,055 взлетного веса). Хвостовое оперение практически соизмеримо по относительному весу с оперением самолетов обычных схем (0,022 против 0,021). В этой части весовой сводки заложены конкретные весовые параметры агрегатов планера, получение которых возможно только при реализации всех изложенных выше соображений по получению малого веса. Таким приемом Главный конструктор определил направление усилий конструкторов и расчетчиков по пути поиска наиболее рациональных конструктивных решений, стимулировал творческую инициативу и в то же время поставил заслон бездумному формальному применению примитивных шаблонных методов проектирования и расчетов, не позволяющих инженерной мысли вырваться из плена привычных стандартных решений.

Силовая установка самолета по этой сводке составляет 0,24 взлетного веса, что почти вдвое тяжелее силовых установок обычных самолетов (0,14 взлетного веса). Основной вес приходится на 14 двигателей с их установкой (0,18 взлетного веса). В этой части весовой сводки весовые параметры тоже занижены, особенно по входным и выходным устройствам подъемных двигателей и по системам, обслуживающим силовые установки (по топливной системе, по управлению двигателями и др.). Здесь тоже делается упор на поиск оригинальных конструктивных решений, без которых обеспечение заданных параметров очень затруднено.

В разделе оборудования, которое составляет 0,13 взлетного веса и находится почти на уровне оборудования обычных самолетов (0,12 взлетного веса), веса отдельных систем назначались с ориентировкой на самый высокий технический уровень того времени в области радиосвязного, пилотажно-навигационного, локационного и другого электронного оборудования, а для систем управления, гидравлической и пневматической систем опять закладываются заниженные веса, стимулирующие поиск нестандартных решений.

Таким образом, при составлении начальной весовой сводки самолета ВВА-14 Главный конструктор, основываясь на принципиальной возможности, благодаря особенностям компоновочной схемы самолета, получить высокую весовую отдачу, заложил трудные для практического воплощения весовые параметры агрегатов и систем. Реализация их зависела от качества конструкторских разработок на этапе рабочего проектирования, от подхода к этой работе конкретных исполнителей.

3. ГЛАВА ТРЕТЬЯ

1

Получив всю имевшуюся в Ухтомском филиале информацию о самолете ВВА-14, разобравшись в его особенностях, я понял, насколько сложная и в то же время интересная, в сущности, уникальная работа мне предстоит. Я был готов немедленно приступить к ней без всяких предварительных условий.

Но, несмотря на предупреждение самого Бартини, я все же не понимал, почему работа по такому интересному и такому важному для страны проекту идет так медленно? Ведь постановление было подписано в 1965 году! По опыту работы в ОКБ О.К. Антонова я знал, что выполнение постановления ЦК КПСС и СМ — дело святое. Ещё при первом разговоре с А.В. Болботом, которому подчинялись и таганрогское ОКБ, и серийный завод, и ОКБ Камова, и сам Бартини, я не заметил у него беспокойства по поводу ВВА-14. А Р.С. Король на вопрос, в чем дело, почему министерство, отделы ЦК КПСС и ВПК так спокойно относятся к постоянным срывам сроков, лишь мрачновато пошутил: «Вот мы и принимаем меры, назначая тебя заместителем Бартини, будешь сам исправлять ситуацию».

Возможно, ситуация прояснится непосредственно в ОКБ? Как и советовал Бартини, нужно было съездить в Таганрог.

В Таганроге я до этого никогда не был, но еще со студенческих времен знал, что в этом городе находится одно из старейших, а после Великой Отечественной войны единственное в стране ОКБ морской авиации. И как раз перед моей первой поездкой в Таганрог я встретил в министерстве своего однокашника по ХАИ Виктора Александровича Винника, который вот уже 16 лет работал там. За несколько вечеров в гостинице он многое рассказал мне об этой организации.

Организовано ОКБ было в 1934 году на таганрогском авиационном заводе под названием «ЦКБ МС» («Центральное конструкторское бюро морского самолетостроения»). Его руководителем и Главным конструктором был назначен тридцатидвухлетний Георгий Михайлович Бериев.

Этим небольшим коллективом до Великой Отечественной войны были созданы серийные самолеты МБР-2, МП-1, МП-1Т, КОР-1 (Бе-2), КОР-2 (Бе-4) и опытные МДР-5 и МДР-7, а после войны — широкоизвестные серийные самолеты Бе-6, Бе-10, Бе-12 и такие опытные самолеты, как Бе-8, Р-1, Бе-30. За самолеты Бе-6 и Бе-12 Г.М. Бериев был дважды удостоен государственной премии.

Такому «послужному списку» может позавидовать любая конструкторская организация. ОКБ по мере разработки новых, все более сложных заданий, постепенно росло и к началу 1970 года превратилось в не очень крупное, но вполне современное опытно-конструкторское предприятие. Услышав это, я тогда подумал, что в такой сильной конструкторской организации у Роберта Людвиговича есть реальный шанс осуществить свой проект.

Меня только удивил тот факт, что после 1959 года, когда был спроектирован последний самолет-амфибия Бе-12, так плодотворно работавший до этого коллектив ОКБ не разработал ни одного проекта гидросамолета, который получил бы реальное воплощение; что за последние почти одиннадцать лет основная морская тематика этого ОКБ не получила дальнейшего развития.

Из слов моего собеседника следовало, что уникальный коллектив высококлассных профессионалов морского самолетостроения жил в довольно своеобразной для творческих конструкторских организаций производственной атмосфере.

Георгий Михайлович Бериев, создатель и многолетний руководитель этого коллектива, талантливый авиаконструктор и организатор, был довольно властолюбивым и жестким человеком. Он создал строго иерархическую систему взаимоотношений и подчиненности. Творческий процесс инициировался только старшими руководителями и был постоянно под их контролем. В коллективе господствовала атмосфера технического и административного авторитаризма. Приток свежих сил был ограниченным, молодые специалисты продвигались по служебной лестнице медленно, старшие товарищи ревностно охраняли завоеванные позиции.

Мне было странно это слышать, т.к. я привык в ОКБ О.К. Антонова к совсем другой обстановке. Но, очевидно, такой стиль руководства не только не мешал, а даже способствовал четкой работе всего состава этого очень своеобразного ОКБ. Об этом говорят его высокие результаты. Ведь такие самолеты, как Бе-10 и Бе-12, спроектированные по классическим канонам гидродинамики и впитавшие в себя все наилучшие достижения в этой области, вошли в историю как лучшие образцы мирового гидросамолетостроения. А пассажирский сухопутный самолет Бе-30, казалось бы, совершенно не свойственный объект для специалистов морской авиации, явился настоящим шедевром в своем классе и продемонстрировал высокий профессионализм и богатые разносторонние творческие возможности коллектива.

Как я узнал, после создания самолета Бе-12 в ОКБ под руководством Г.М. Бериева разрабатывалось много различных предложений и предварительных проектов по морской тематике.

Но найти заказчика на эти самолеты не удалось.

В связи с отсутствием собственной стабильной загрузки ОКБ стали подключать в помощь другим конструкторским организациям.

Такая ситуация с загрузкой нервировала коллектив, создавала атмосферу неуверенности в завтрашнем дне, снижала общий производственный тонус. Организация начала медленно терять авторитет передового опытно-конструкторского предприятия морской авиации.

Наконец, в конце 1968 года Главный конструктор Георгий Михайлович Бериев по состоянию здоровья из ОКБ ушел. На его место был назначен Алексей Кириллович Константинов.

После этих событий никаких особых изменений в положении ОКБ не произошло. А.К. Константинов проявил себя полным преемником ушедшего Главного конструктора, как по технической стратегии, так и по стилю руководства коллективом. Стратегическая линия нового Главного, которую он официально объявил коллективу, состояла в том, чтобы, независимо ни от чего, продолжать работы по созданию гидросамолетов на принципах классической гидродинамики, строго соблюдая сложившиеся годами традиции и развивая накопленный опыт.

По этой причине решение правительства о назначении Р.Л. Бартини вторым Главным конструктором и о передаче таганрогскому ОКБ работ по его экспериментальному самолету ВВА-14, не отвечающему гидродинамической концепции, было воспринято А.К. Константиновым, его ближайшими помощниками и основными руководителями подразделений как очередная, навязанная силой, чужая работа, как загрузка коллектива несвойственной работой, идущей вразрез с основной тематикой ОКБ, отвлекающая организацию от выполнения своего главного предназначения.

Свою роль сыграло в создании нездоровой атмосферы вокруг проекта ВВА-14 и отсутствие оперативного технического руководства со стороны Р.Л. Бартини. Самолет ВВА-14 — чрезвычайно сложный объект, требующий в процессе проектирования быстрого и однозначного решения возникающих вопросов, четкой координации работ между подразделениями, обеспечения единой технической линии. Но Роберт Людвигович в Таганроге бывает лишь наездами, занятый другими делами в Москве. В.И. Бирюлин, прежний заместитель Р.Л. Бартини, уехал в свое родное ОКБ Н.И. Камова. Руководители же большинства основных конструкторских подразделений на себя ответственности не берут и, с молчаливого одобрения руководства, решений принимать не хотят, организационной работой не занимаются. А.К. Константинов, являясь ответственным руководителем ОКБ и отвечая

за ход работ по самолету ВВА-14 наряду с Р.Л. Бартини, не только не принимает никаких мер, но даже способствует такому положению дел.

Словом, Виктор Александрович предупредил меня, что если я решусь взяться за предлагаемую мне работу, я должен быть готов к тому, что в Таганрогском ОКБ встречу серьезное противодействие и что работа эта будет очень непростая.

В эти же дни состоялось мое знакомство с Алексеем Кирилловичем Константиновым, который как раз прилетел в Москву. Зная, что Алексей Кириллович принципиальный противник самолета ВВА-14, что с Робертом Людвиговичем у него чуть ли не враждебные отношения, я ожидал с его стороны открытой недоброжелательности, — ведь и мое назначение проводилось помимо его желания. Но все прошло мирно.

До этого я был уверен, что человек, заменивший знаменитого Г.М. Бериева на посту Главного конструктора такого уникального ОКБ, должен быть, безусловно, личностью выдающейся, с явно выраженной индивидуальностью. Но мое самое первое впечатление этому ожиданию не соответствовало. Запомнилось не очень приветливое, немного пренебрежительное выражение, которое часто появлялось на его лице и потом, в Таганроге. В остальном — никаких эмоций — ни враждебности, ни особой заинтересованности. О нашей будущей совместной работе не было сказано ни слова...

2

Моя ознакомительная поездка в Таганрог состоялась во второй половине января 1970 года.

Зима — время не самое лучшее для знакомства с южным приморским городом. Замерзшее море, голые заснеженные улицы малоэтажного города выглядели не очень привлекательно, хотя сразу бросалась в глаза его компактность, строгая четкая планировка и обилие деревьев. Человек, приезжающий в Таганрог в холодную пору года, даже представить себе не может, каким чудесным становится он весной, когда повсюду начинают цвести абрикосы.

Построенный Петром I как морская крепость и база военного флота, этот город с годами превратился в крупный промышленный центр юга России. Во время СССР по количеству предприятий союзного значения на душу населения Таганрог занимал одно из первых мест. В нём удивительно сочетались почти не тронутая временем дореволюционная центральная

часть города и мощные промышленные предприятия, расположенные на северных и западных окраинах.

Курортный «антураж» дополнялся серьёзной атмосферой научно-технического и культурного центра, большинство населения которого, работая в различных научных, опытно-конструкторских, производственных и учебных коллективах, обладало высоким интеллектуальным и образовательным уровнем. В Таганроге примитивный уровень общественного транспорта и бытового обслуживания населения соседствовали с высочайшими технологиями, серьёзная жилищная проблема — с развитием мощных промышленных объектов.

Серийный авиационный завод им. Димитрова, как он в последнее время официально назывался, и ОКБ гидроавиации, к тому времени переименованное в Таганрогский машиностроительный завод, размещались на одной общей территории на юго-западной окраине Таганрога на берегу моря.

Завод им. Димитрова имел довольно большую территорию, выходящую прямо на обрывистый берег моря. В глубине завода размещалось летное поле с тогда еще грунтовой взлетно-посадочной полосой полуторакилометровой длины. Дальше была уже открытая степь, поэтому, сориентированная перпендикулярно к береговой черте взлетно-посадочная полоса имела отличные подходы как со стороны моря, так и со стороны колхозных полей. Здесь была сооружена специальная гидробаза для испытаний гидро — и амфибийных самолетов на воде. Оборудование базы состояло из длинного бетонированного ступенчатого спуска с подъемными лебедками, по которому самолеты спускались с высокого берега на рабочую площадку, а потом с нее уходили в воду, пирса для спецкатеров, самолетных стоянок на площадке для гонки двигателей, большого самолетного ангара в дальней от спуска части площадки. К территории завода относилась и прилегающая к гидробазе акватория, оснащенная специальным морским оборудованием.

Современное авиационное производство в непосредственной близости от моря, плавающие самолеты, взлетающие то с воды, то с суши, гидробаза с ее катерами, акватория с якорными бочками и буями — все это производило необычное впечатление, ломая давно сложившееся представление о строгом производственном облике самолетостроительного предприятия.

Непривычным было и наличие на этом заводе отлично оснащенной лаборатории статических испытаний, пользовавшейся хорошей репутацией и наряду с аналогичными лабораториями ЦАГИ и СибНИА выполнявшей заказы различных ОКБ и заводов.

Была и еще одна особенность. Прямо на его территории, на участке от гидробазы до дальней границы завода между берегом моря и летным полем росла большая старая роща с тенистыми аллеями. Это место называлось «Карантином». Здесь когда-то очень давно действительно был настоящий карантин, где отстаивались иностранные корабли, пришедшие в Таганрог. Потом очень долго на этом месте был любимый всеми горожанами дачный поселок. Этот «Карантин» фигурирует в нескольких рассказах Чехова.

Построен же завод был в 1916 году летчиком-спортсменом В.А. Лебедевым, назывался «Аэропланый завод Лебедева» и занимался сначала ремонтом иностранных самолетов, строительством собственных легких самолетов, а со временем перешел к постройке самолетов Н. П.Поликарпова, А.Н.Туполева, В.Б.Шаврова.

В 1934 году заводу было присвоено имя Георгия Димитрова. После организации в том же году на его территории самостоятельного ЦКБ МС Г.М. Бериева, завод, параллельно с постройкой и ремонтом самолетов других Главных конструкторов, рачал выпуск гидросамолетов этого ЦКБ, а в 1947 году перешел на постройку только самолетов Главного конструктора Бериева. ОКБ, или официально Таганрогский машиностроительный завод, являясь административно и финансово совершенно независимой организацией, своей собственной территории не имело. Его производственные здания, инженерные, административные и вспомогательные службы были разбросаны по территории завода им. Димитрова вперемежку с заводскими и даже размещались совместно с ними в общих зданиях. При этом, несмотря на сравнительно небольшую численность ОКБ, его производственных площадей ему было явно недостаточно. Даже в начале 1970 года, когда я приехал в Таганрог, многие подразделения вынуждены были еще ютиться в тесных неудобных помещениях, часто разобщенные друг от друга. В частности, основной конструкторский корпус ОКБ — трехэтажное, послевоенной постройки здание было тесным и не совсем удобным для работы.

Взлетной полосой, аэродромными службами и оборудованием гидробазы ОКБ и серийный завод пользовались совместно. ОКБ имело собственный летный транспортный отряд, в котором был старенький Ли-2 и два самолета Ан-2. Позже, уже при мне, был приобретен самолет Ан-24, а Ли-2 был списан.

В целом в первый приезд у меня сложилось хорошее впечатление от всего увиденного. И ОКБ, и серийный завод, несмотря на явный недостаток производственных площадей, выглядели довольно современными. Поэтому решение МАПа о передаче работы по ВВА-14 в Таганрог мне тогда показалось вполне оправданным.

4. ГЛАВА ЧЕТВЕРТАЯ

1

Позднее из различных источников я восстановил историю ВВА-14, как она выглядела к началу моего сотрудничества с Бартини. Вот эта история.

Вынашиваемая Робертом Людвиговичем еще с тридцатых годов, но окончательно созревшая только к 1963 году, идея создания вертикально-взлетающей амфибии на базе новой схемы самолета с составным крылом требовала оформления официального документа в виде технического предложения или аванпроекта. У Бартини своего коллектива не было, но задание от военных было получено, а предложение Бартини ему полностью соответствовало. Было решено техническое предложение и аванпроект нового самолета выполнять силами коллектива ОКБ Г.М. Бериева с его морским профилем и незагруженностью. Кто и почему выбрал именно это ОКБ? Зная отношение Бартини к Бериеву, не думаю, что этот выбор он сделал сам. Так или иначе, но летом 1963 года Роберт Людвигович и его ближайший верный помощник И.А. Берлин приехали в Таганрог, чтобы здесь разработать и оформить техническое предложение по новой вертикально взлетающей амфибии, а Г.М. Бериев получил указание об обеспечении этих работ.

Нетрудно представить, с каким «удовольствием» воспринял Бериев такое указание. Ведь идея Роберта Людвиговича по бесконтактному способу взлета и посадки амфибийного самолета принципиально отличалась от гидродинамического способа, который Бериев и его ближайшие соратники считали единственно возможным и правильным. Эта идея, в случае ее осуществления, подрывала основы классического морского самолетостроения, отвергала накопленный за многие годы опыт, ломала традиции, на которых строилась вся работа в его ОКБ. Новые принципы, свежие, оригинальные аэродинамические, компоновочные и конструктивные решения, которыми этот проект был буквально переполнен, могли вызвать брожение в умах работников ОКБ, поколебать их веру в безальтернативность давно и навсегда выбранного ими технического направления в развитии гидроавиации.

Но не выполнить указания министерства Бериев не мог. Он его выполнил, однако чисто формально.

Защищая свой коллектив от влияния «вольнодумца» Бартини, он принял меры, чтобы привлекательные технические характеристики и конструктивные решения по будущему ВВА-14 не стали достоянием всего коллектива. Из состава КБ предварительного проектирования была выде-

лена небольшая группа конструкторов различных специальностей и передана в распоряжение Бартини. Ей было отведено отдельное помещение, на дверях которого был установлен шифрованный замок. Пользуясь тем, что тема вертикально взлетающей амфибии носила гриф «совершенно секретно», Бериев группу Роберта Людвиговича искусственно изолировал от всех конструкторских, расчетных и экспериментальных подразделений ОКБ. Любые попытки Бартини выйти на контакты и привлечь к работе некоторых начальников отделов и бригад, а также ведущих специалистов основных конструкторских подразделений, энергично пресекались руководством ОКБ. Роберт Людвигович был лишен арсенала расчетных и экспериментальных средств, а также знаний и опыта профессионалов высшего класса, имевшихся в ОКБ.

Однако Бартини удалось с успехом выполнить этот начальный этап создания принципиально нового летательного аппарата. Был разработан аванпроект самолета и подготовлены материалы для его предэскизного проекта. Этот предварительный вариант вертикально взлетающей амфибии, получившей в то время наименование МВА-62, еще существенно отличался от окончательного варианта ВВА-14 и по взлетному весу, и по размерам, и по геометрии основных агрегатов, и по аэродинамической компоновке, и по энергетике. Но основные принципиальные особенности, такие как схема составного крыла с большим центропланом, по форме напоминающим перевернутый совок, взлетно-посадочные устройства в виде двух больших надувных водоизмещающих поплавков, установленных по катамаранной схеме, многодвигательная силовая установка, состоящая из подъемных и подъемно-маршевых двигателей, уже были заложены в этот самолет в полном объеме.

Несколько промежуточных вариантов этого самолёта, которые прорабатывались во время предэскизного проектирования, показаны на фото 4.1, 4.2. 4.3, 4.4, 4.5, 4.6.

Конечным результатом этой работы было оформленное техническое предложение, в котором были изложены основные ожидаемые геометрические, весовые и летно-технические характеристики предлагаемого самолета, описан примененный на нем комплекс поискового оборудования и вооружения, место и роль этого самолета в системе противолодочной обороны, тактические особенности боевого применения и другие данные, характеризующие этот самолет, как новое эффективное средство борьбы с подводными лодками. В январе 1964 года все эти материалы с сопроводительными письмами от имени Главного конструктора Бартини были секретной почтой отправлены в МАП.

Разработка в 1963 году аванпроекта и технического предложения по вертикально взлетающей амфибии Бартини, несмотря на усилия начальства, не прошла незамеченной в коллективе ОКБ Бериева. Она оставила след в памяти многих работников и повлияла на восприятие этой темы в дальнейшем, на формирование благоприятного, заинтересованного отношения к самолету ВВА-14 в среде конструкторов и средних руководителей, и, наоборот, негативного отношения со стороны ответственного руководителя и его помощников.



Фото 4.1



Фото 4.2

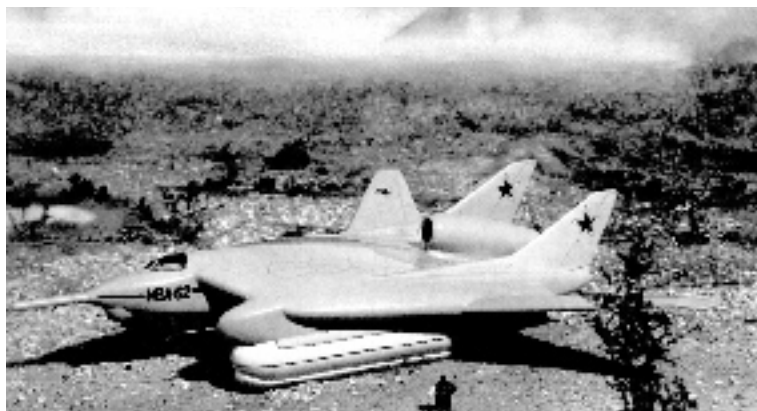


Фото 4.3



Фото 4.4



Фото 4.5

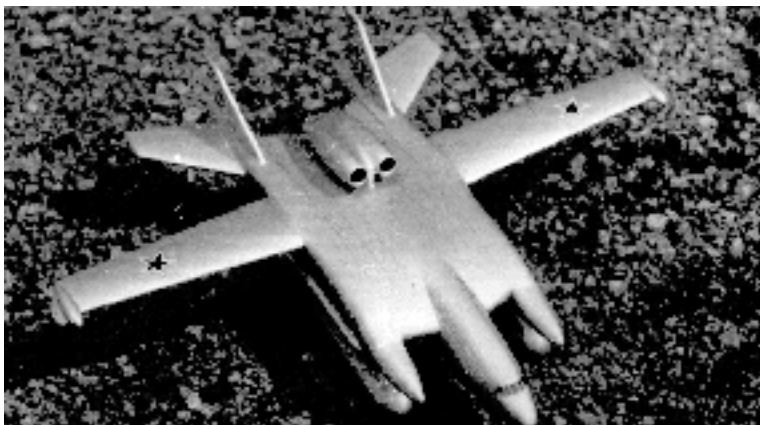


Фото 4.6
Варианты самолёта МВА-62

2

В самом начале 1968 года, т.е. ровно через четыре года после выполнения там аванпроекта по МВА-62, Бартини вернулся в Таганрог, чтобы строить ВВА-14. Почти два года из четырех (слишком много даже для советской системы) ушло на подготовку и оформление постановления ЦК КПСС и СМ СССР о создании экспериментального самолета.

Даже при явной заинтересованности в этом предложении высшего руководства страны, процесс подготовки постановления требовал массу всяческих процедур. Бартини без ОКБ делал все сам с помощью нескольких энтузиастов. В проекте было очень много совершенно новых, еще совсем неизученных идей, по которым требовались официальные заключения различных институтов и экспертных организаций. Для получения их от Роберта Людвиговича требовались его личные контакты и длительные дискуссии.

Но главное — приходилось на каждом шагу пробиваться через упорное, даже ожесточенное сопротивление скептиков и недоброжелателей, среди которых было много высокопоставленных и влиятельных чиновников от науки. Все основные новые технические решения, предлагаемые Робертом Людвиговичем в этом проекте, отвергались порой без всякой аргументации, по принципу — «этого не может быть потому, что не может быть никогда». Борьба с такой позицией было очень трудно, особенно на самом начальном этапе создания ВВА-14, когда экспериментальных дока-

зательств еще было мало, а теории и, тем более, опыта применения подобных конструкций вообще не существовало.

Но и после подписания постановления 11 ноября 1965 года Бартини опять не получил ни своего ОКБ, ни собственной производственной базы. На этот раз министерство решило «подселить» его к вертолетчикам.

Приказом МАП, который вышел вслед за постановлением 26 ноября 1965 года, к работам по ВВА-14 подключались моторные ОКБ Колесова и Соловьева, ряд организаций — разработчиков систем, ряд научно-исследовательских институтов, а также Ухтомское вертолетное ОКБ Камова, на базе которого предусматривалась разработка конструкции самолета, постройка его первых образцов и координация всего комплекса работ. Для вертолетчиков это задание было абсолютно чуждым, не соответствовало ни профилю, ни традициям, ни производственным возможностям. Оно мешало выполнению собственных проектов и вызывало активное сопротивление Н.И. Камова. Не удивительно, что работы застопорились уже на первом этапе — разработке эскизного проекта.

Тогда министерство решило организовать помощь Главному конструктору Бартини силами других ОКБ. Со второй половины 1966 до первой половины 1967 года квалифицированные конструкторы ОКБ Ильюшина, Туполева, Микояна, Сухого, Антонова (в том числе и мои коллеги), Бериева и другие оказали «интернациональную» помощь, благодаря которой был разработан и защищен эскизный проект самолета ВВА-14 и дан первый импульс экспериментальным исследованиям.

Едва ли это удалось бы, не умей Роберт Людвигович увлекать людей, заражать их творческой энергией, превращать незнакомых ему случайных временных помощников в своих единомышленников, в сплоченный и очень работоспособный коллектив. Роберт Людвигович лично руководил всем процессом разработки проекта, вникал во все тонкости компоновки самолета, непосредственно участвовал в анализе и выборе оптимальных вариантов. Ближайшими помощниками у него в этот период были его официальный заместитель В.И. Бирюлин и исполнявший в то время обязанности ведущего конструктора по самолету И.А. Берлин.

Когда эскизный проект был представлен в МАП, прошел экспертизу и был утвержден, встал вопрос о дальнейшей судьбе самолета. Следующим этапом его создания должны были быть разработка и постройка натурного макета, проведение государственной макетной комиссии, разработка технического проекта, выпуск рабочих чертежей самолета, постройка первых экспериментальных экземпляров, их прочностные, гидродинамичес-

кие и летные испытания. Кроме того, необходимо было спроектировать, изготовить и провести испытания целого комплекса уникальных моделей и стендов.

Продолжать работу в прежних условиях было совершенно бессмысленно. Постановлению ЦК КПСС и СМ СССР грозил явный срыв, и министерству нужно было принимать какие-то меры.

3

Тогда для продолжения работ по самолету ВВА-14 и был выбран таганрогский серийный авиационный завод им. Димитрова.

Выбор был неудачным. С одной стороны, недогруженный специализированный завод имел все необходимое для работы над ВВА-14, с другой — был серийным, что требовало создания отдельной структуры опытного строительства. Однако в приказе министра, подписанном в январе 1968 года, никакой серьезной перестройки завода не предусматривалось. Организовывалось только дополнительное КБ для разработки и выпуска опытной документации. Строить первые образцы самолета, модели и стенды намечалось в цехах серийного производства одновременно с выпуском основной продукции. Опытная документация должна была поступать в производство через СКО и обрабатываться техническими службами в обычном для серийного производства порядке.

В принципе, эта схема совершенно не подходила для создания экспериментального самолета. Но и у Бартини не было выбора, и ему ничего не оставалось, как смириться и начать все с начала.

Для успешного выполнения проектных работ по самолету ВВА-14 конструкторское бюро должно было иметь в своем составе не меньше 450-500 конструкторов различных авиационных специальностей, а его структура состоять из ряда специализированных подразделений. Взять их было негде. Небольшой конструкторский отдел, который был в распоряжении Бартини в ОКБ Камова, остался в Москве и в провинцию никто из сотрудников переезжать не стал. В Таганроге же из ОКБ Бериева изъявила желание перейти во вновь организуемое КБ только небольшая группа конструкторов, недовольных своим положением, среди которых специалистов высокой квалификации было совсем мало. Остальной контингент вынужден был формироваться из работников СКО, цеховых технологов, инженерно-технических работников вспомогательных служб завода и группы конструкторов, пришедших на завод из других предпри-

ятий города и не имевших авиационного образования. За несколько первых месяцев 1968 года с большим трудом удалось собрать всего немногим больше ста человек.

КБ входило в структуру завода и административно подчинялось директору С.И.Головину. Новое конструкторское бюро было формально разделено на несколько функциональных специализированных подразделений (отделов и бригад), но так как ни одно из них не было полностью укомплектовано специалистами, они не выполняли своих функций.

Начальником этого КБ директор завода назначил рядового цехового технолога, никогда не работавшего конструктором. Его руководство сводилось к голому, довольно жесткому администрированию без всякого учета необычного характера порученной работы и потребности в создании творческой атмосферы.

КБ оказалось не способно квалифицированно и в полном объеме выполнить возложенные на него обязанности и не соответствовало своему назначению. Его существование на заводе в таком неполноценном виде формально отвечало букве министерского приказа, но по существу не обеспечивало выполнения порученного заводу задания.

Предвидя все это, Роберт Людвигович еще при подготовке приказа о передаче работ в Таганрог сумел добиться сохранения за собой конструкторского отдела в ОКБ Камова. По министерскому приказу этот отдел, оставаясь на территории Ухтомского вертолетного ОКБ и в личном подчинении Главного конструктора Бартини, переходил на обеспечение к директору завода им. Димитрова. Такое решение позволяло Роберту Людвиговичу использовать коллектив ухтомского отдела в качестве подразделения для своих перспективных разработок, а также для выполнения расчетных, компоновочных и исследовательских работ по самолету ВВА-14. Коллектив Ухтомского отдела, несмотря на свой все еще не особенно высокий профессиональный уровень, оказался значительно более квалифицированным, чем состав нового таганрогского КБ.

Не видя возможности даже в далекой перспективе создания на заводе им. Димитрова солидной опытной базы для разработки новых самолетов, Роберт Людвигович принял решение не переезжать в Таганрог, а оставить своей постоянной резиденцией Ухтомский отдел. Поэтому после передачи работ по ВВА-14 на завод им. Димитрова он осуществлял общее руководство всем комплексом работ из Москвы и из Ухтомки, бывая в Таганроге только наездами. А непосредственное техническое руководство вновь созданным КБ, проектными и производственными работами по этому само-

лету, проводимыми на заводе, Роберт Людвигович поручил своему заместителю В.И. Бирюлину.

До перехода к Бартини Виктор Иванович Бирюлин был одним из руководителей и ведущих специалистов ОКБ Камова. Это был эрудированный, опытный инженер-вертолетчик, известный в широких авиационных кругах как главный разработчик многих знаменитых вертолетов этой фирмы и, в частности, единственного в своем роде «винтокрыла» Ка-22. К Роберту Людвиговичу он пришел на должность заместителя Главного конструктора в самом начале работы над эскизным проектом самолета ВВА-14. Согласившись работать с «опальным» Бартини и не побоявшись этим подпортить свою дальнейшую карьеру, Виктор Иванович удивил многих своих коллег, т.к. со времени тюремного ОКБ с Робертом Людвиговичем не рисковал работать никто из специалистов такого высокого уровня.

Виктор Иванович увлекся идеей ВВА-14, смелыми и оригинальными решениями Бартини. Сам будучи неординарным человеком и специалистом, он оценил значение этой работы, поверил в реальность проекта и очень энергично взялся за работу. Привлечение Виктора Ивановича к созданию самолета ВВА-14 было большим приобретением для команды Главного конструктора Бартини.

Особенно много усилий Бирюлин потратил на обеспечение широкого разворота экспериментально-исследовательских работ. Его богатый опыт руководителя, его энергия, знакомства и деловые связи в научных и производственных кругах позволили за короткий срок привлечь и подключить к работе по самолету ВВА-14 целый ряд научно-исследовательских, проектных институтов, опытно-конструкторских бюро и заводов отрасли. Пока шли работы по эскизному проекту, удалось начать очень серьезные и сложные исследования аэродинамики, газодинамики и гидродинамики на уникальных моделях в аэродинамических трубах и в гидробассейне ЦАГИ, в аэродинамической лаборатории СибНИА, исследования динамики вертикального взлета на пилотажном стенде ЦАГИ, целый ряд параметрических испытаний отдельных элементов конструкции самолета в учебных и академических институтах, удалось построить на производственной базе камовского ОКБ уникальный стенд-аналог для полунатурных исследований поведения самолета над водой при работающих подъемных двигателях и подготовить целый ряд других испытаний и исследований. В результате такой активной деятельности к моменту окончания работ по эскизному проекту все задуманные исследования были в работе и уже были получены самые первые предварительные экспериментальные данные, подтвержда-

ющие принципиальную возможность выполнения заявленных в проекте летно-технических характеристик самолета. Это обстоятельство дало возможность успешно защитить перед техническим советом МАПа эскизный проект и обосновать необходимость продолжения работ.

Когда было принято решение о передаче самолета ВВА-14 на завод им. Димитрова, Виктор Иванович согласился на время переехать в Таганрог и взять на себя все повседневные заботы по техническому руководству рабочим проектированием и постройкой самолета.

Но, несмотря на все усилия и Главного конструктора и его заместителя, дела в Таганроге почти не двигались. Возможности КБ по разработке и выпуску документации были настолько ограниченными, что за весь 1968 год был лишь с горем пополам спроектирован и построен натурный деревянный макет самолета, не считая неудачной попытки выпустить теоретические чертежи корпуса самолета и разработать его силовую схему. Ни технический проект, ни, тем более, рабочее проектирование за это время даже не начинались.

Свою лепту в торможение работ внесла и мания секретности. Документы с основными летно-техническими данными, в том числе и эскизный проект самолета, носили гриф «совершенно секретно». В связи с этим всемогущая служба секретности завода (подразделение городского КГБ) потребовала, чтобы все сотрудники, имеющие какое-либо отношение к работам по ВВА-14, прошли специальную дополнительную проверку и получили необходимую степень так называемой «формы допуска». Учитывая, что до получения этого задания на заводе им. Димитрова объектов такой степени секретности не было, это требование резко сокращало и без того узкий круг пригодных специалистов. Не обошлось и без курьезов, как, например, с макетом самолета.

Макет по размерам, форме и внешним обводам был натурной копией живого самолета. Ему также был присвоен гриф «сов. секретно», а это означало, что видеть его могли только работники с допуском. Так как на заводе не имелось специального просторного изолированного помещения, для постройки и хранения макета был выделен участок в одном из нережимных агрегатных цехов. Он был обнесен высоким (около четырех метров) сплошным фанерным ограждением, которое закрывало макет от работающих в нижней зоне цеха, что на этапе постройки макета вполне устраивало спецслужбы. Но здание цеха было высоким и в своей верхней зоне имело просторные антресоли, на которых размещались вспомогательные цеховые службы. Кроме того, в цехе имелся мостовой кран, перемещающийся вдоль

всего цеха, в том числе и над участком макета. В свое время на это как-то не обратили внимания. Когда же макет был построен, вдруг обнаружилось, что с антресолей и с крана он просматривается, как на ладони. Немедленно закрыли доступ на антресоли и на кран, чем на какое-то время парализовали работу всего цеха, а потом, в срочном порядке, вынуждены были вспомогательные службы с антресолей переселить в другие помещения, а крановщикам оформить допуск к секретной работе. В начале 1970 года, когда я начал работать в Таганроге, макет, который по существующим правилам должен храниться до постройки летающего образца самолета, все еще находился в том же цехе и за тем же ограждением, и я, чтобы оценить пропорции самолета при виде на него сверху, поднимался на антресоли и на мостовой кран.

Макет был спроектирован и построен заводом, а все необходимые для макетной комиссии материалы подготавливались силами Ухтомского отдела.

Осенью 1968 года государственная макетная комиссия проводилась не военным ведомством, а министерством авиационной промышленности. Основными оппонентами Главного конструктора являлись специалисты научно-исследовательских институтов отрасли. Главный упор был сделан на особенности предстоящих летных испытаний самолета, на их объем, качество и безопасность их проведения. Учитывая новизну и необычность заложенных в самолет технических решений, комиссией с особым вниманием рассматривался целый ряд мероприятий по отработке наиболее опасных и неизученных режимов вертикального взлета и посадки, подробно анализировались возможные варианты предварительных наземных и морских испытаний. Были сформулированы требования по созданию специальных стендов и испытательных установок для отработки основных агрегатов и систем на земле до начала летных испытаний. Этим был существенно увеличен объем проверочных и доводочных работ.

К концу 1968 года, особенно после проведения макетной комиссии, ситуация с созданием самолета на заводе им. Димитрова стала совсем тупиковой.

По мере более глубокой проработки самолета выявлялись все новые вопросы и объемы работ, а решать их и выпускать рабочие чертежи было некому. При дефиците специалистов, еще и условий для проведения экспериментальных работ не было и создавать их никто не собирался. Директор завода С.И. Головин, который вначале принял задание даже с некоторым энтузиазмом, но вместо новых возможностей получивший дополнитель-

ную «головную боль», к концу года потерял всякий интерес к заданию и практически уже не влиял на ход событий.

Время шло, а работа, как и в ОКБ Камова, практически не продвигалась.

Опять перед руководством министерства встала задача: продемонстрировать озабоченность ходом выполнения постановления ЦК КПСС и СМ СССР и действительно выделить Бартини какую-то подходящую производственную базу, но при этом не давать «возмутителю спокойствия» неограниченной свободы действий и возможности работать в полную силу.

На этот раз как нельзя лучше подошло ОКБ Г.М. Бериева, обладающее почти всем необходимым. Во-первых, это высококвалифицированное ОКБ простаивало без официального задания на разработку собственного нового самолета. Во-вторых, в октябре 1968 года его основатель и бессменный руководитель Г.М. Бериев покинул свой пост, уйдя на пенсию. Его преемник А.К. Константинов пока не имел должного авторитета в глазах руководства, чтобы противостоять решению свыше. И в то же время руководство министерства могло смело рассчитывать на то, что Константинов и его ближайшее окружение не смирятся с навязанной им чужой работой и будут всячески мешать Р.Л. Бартини.

4

Решением комиссии Президиума СМ СССР по военно-промышленным вопросам (ВПК) №305 от 20 ноября 1968 года и приказом МАП №422 от 25 декабря 1968 года работы по созданию самолета ВВА-14 были поручены таганрогскому ОКБ гидроавиации, а Р.Л. Бартини назначен вторым Главным конструктором этого ОКБ. Но при этом первый Главный конструктор А.К. Константинов остался ответственным руководителем организации. Создалось такое удивительное положение, когда на Бартини была возложена вся ответственность за ход и результаты работ по самолету ВВА-14, а вся административная власть, необходимая для выполнения этих работ, с единоличным правом распоряжаться всеми конструкторскими и производственными ресурсами, была в руках Константинова, идейного и принципиального противника этого самолета. По решению ВПК и приказу МАПа проектные, экспериментальные и испытательные работы по ВВА-14 поручались ОКБ, а в постройке первых экземпляров этого самолета наряду с опытным производством ОКБ должен был участвовать и завод им. Димитрова.

Конструкторское бюро завода им. Димитрова всем своим составом влилось в коллектив ОКБ, распределившись по специальностям в соответствующих его подразделениях. Конструкторский отдел в Ухтомке был переведен в состав таганрогского ОКБ, сделавшись его филиалом и оставаясь «вотчиной» Р.Л. Бартини.

Назначение Роберта Людвиговича Главным конструктором таганрогского ОКБ и передача этому ОКБ задания по ВВА-14 было воспринято его коллективом как очень важное событие в жизни всей организации. Подавляющее большинство сотрудников отнеслись к нему с надеждой на грядущие перемены. Прежнее знакомство с Бартини обещало творческий прорыв, а высокий официальный статус задачи — стабильную загрузку и солидный источник финансирования. Только небольшая, но очень влиятельная группа старых руководителей во главе с самим А.К. Константиновым, не признала этого задания своим и была его противником.

Но страх потерять недавно полученное кресло не позволял Константинову сразу вступать в конфликт со своим министерским начальством. Еще не догадываясь, как его позиция близка истинным взглядам на проект Бартини высокого руководства, он и его окружение не решались открыто противодействовать новому заданию. Какое-то время А.К. Константинов был в замешательстве, осмысливая ситуацию, омрачившую ему первые месяцы такого долгожданного полномочного хозяйствования в собственном ОКБ.

Пока он отходил от этого замешательства, Роберт Людвигович воспользовался снижением его активности и вместе со своими ухтомскими и таганрогскими сторонниками развернул энергичную деятельность по организации проектирования самолета.

В течение нескольких первых недель основные специалисты и руководители были ознакомлены с эскизным проектом, с актами и материалами макетной комиссии, результатами экспериментальных исследований и с материалами проработок. Во всех основных подразделениях силами ведущих работников ухтомского отдела и бывшего заводского КБ с участием В.И. Бирюлина и самого Роберта Людвиговича были проведены занятия по изучению конструктивных особенностей самолета ВВА-14.

Был назначен ведущий конструктор по проектированию, ведущий конструктор по производству самолета, была сформирована временная группа конструкторов для разработки технического проекта, выделены ведущие инженеры по агрегатам и системам самолета. Был разработан полный перечень проектных работ и общий график выпуска конструкторской

документации, внутри каждого подразделения были составлены перечни и планы проведения поисковых и экспериментальных работ. Все назначения, планы и графики подписывались Робертом Людвиговичем и утверждались А.К. Константиновым, который тогда еще молча соглашался со всеми предложениями Р.Л. Бартини.

Конструкторские подразделения, которые долгое время были практически не загружены и изголодались по серьезной интересной работе, сразу же включились в процесс проектирования. Буквально с первого месяца широким фронтом пошла разработка конструкции фюзеляжа, центроплана, крыла, оперения, маршевой силовой установки. Начались проработки вариантов конструкции подъемной силовой установки, вариантов системы управления самолетом и двигателями, вариантов взлетно-посадочных устройств и других жизненно важных систем самолета. И сразу же проявился высокий профессионализм этого коллектива, умение его специалистов быстро вникать в существо разрабатываемого проекта, видеть его слабые стороны, находить новые, свежие решения. С самого начала проектирования, но особенно после его широкого разворота, к Главному конструктору пошел целый поток инициативных предложений по конструктивному решению принципиально новых, не имевших аналогов элементов этого необычного самолета. И большинство из них отличалось глубокой продуманностью, оригинальностью, были хорошо аргументированы. Сразу почувствовалось, что самолет ВВА-14 на этот раз попал в руки специалистов своего дела, заинтересованных в работе.

В первые месяцы 1969 года сборной бригадой, временно переведенной в КБ-4, и с участием ведущих специалистов этого КБ был разработан технический проект, в котором получили дальнейшее развитие основные компоновочные и конструктивные решения, заложенные в эскизном проекте, но было и много существенных дополнений и изменений, возникавших в процессе более глубокой проработки конструкции и новых данных по экспериментальным исследованиям. Этот технический проект и стал основой для рабочего проектирования.

Инициатива и творческий подъем, с которым коллектив ОКБ воспринял новую работу, и временное невмешательство ответственного руководителя позволили уже к середине 1969 года выполнить основную часть рабочих чертежей корпуса самолета, закончить проработки и приступить к выполнению рабочих чертежей по крылу, по оперению по маршевой силовой установке, а также спроектировать и запустить в производство ряд моделей.

В самом начале 1969 года эти работы проходили при активном и непосредственном участии Роберта Людвиговича. В этот период большую часть своего времени он находился в Таганроге, приезжая из Москвы часто и надолго. В эти приезды часть рабочего дня он проводил в конструкторских подразделениях, где участвовал в обсуждениях конструкции прямо на рабочих местах, а остальное время — в своем кабинете. Здесь регулярно проводились технические совещания, обсуждение организационных вопросов и здесь же он каждый день принимал посетителей, которые буквально осаждали его кабинет. Это были и начальники подразделений, и ведущие специалисты, и рядовые конструкторы, с которыми, как говорил сам Роберт Людвигович, он особенно любил беседовать.

В период организации проектных работ рядом с Главным конструктором постоянно были В.И. Бирюлин и И.А. Берлин. Периодически, по мере необходимости, в Таганрог вызывались некоторые ведущие специалисты из Ухтомского филиала.

Однако с середины 1969 года ситуация опять стала портиться.

Наконец активизировался А.К. Константинов, почувствовав, что угроза традиционной тематике ОКБ и гидроавиации становится реальностью. Он решил, что так бесконтрольно события развиваться больше не должны, иначе может быть поздно. Преодолевая страх перед начальством, он начинает сначала скрыто, а потом и открыто противодействовать работам по самолету ВВА-14.

Началось с того, что под предлогом необходимости освобождения подразделений КБ-4 для срочных работ по созданию инициативных проектов, в течение второй половины 1969 года были резко ограничены работы по проектированию и изготовлению целого ряда самых необходимых аэродинамических моделей, а также работы по обслуживанию экспериментов в различных институтах и по обработке уже полученных результатов. Это привело к задержке и даже к остановке экспериментальных исследований, к сбою ранее уже четко налаженной системы взаимодействия с научно-исследовательскими институтами. Под этим же предлогом в этом КБ были заторможены текущие компоновочные проработки экспериментального и боевого вариантов самолета, прекращены аэродинамические и гидродинамические расчеты, расчетные и компоновочные работы по системам управления самолетом и двигателями на переходных режимах полета, что, в свою очередь, затормозило проектирование и выпуск рабочих чертежей в других конструкторских подразделениях ОКБ. Модельная мастерская и многие участки производства, занятые изготовлением моделей и стендов

для самолета ВВА-14, по указанию А.К. Константинова в срочном порядке загружались множеством «неотложных», а по существу, никому не нужных работ, лишь бы сбить темп работ по ВВА-14.

По инициативе и при открытой поддержке А.К. Константинова его заместители, ближайшие помощники и некоторые начальники КБ, которые, как и он, не признавали работу Р.Л. Бартини своей и считали ее вредной для ОКБ, перешли к бойкоту, самоустранились от руководства проектированием самолета ВВА-14 в подчиненных им подразделениях, и даже стали навязывать такую же линию поведения своим начальникам отделов и бригад. Усилиями этих руководителей искусственно создавалась атмосфера недоверия к самолету, распространялось мнение о невозможности его создания, о нереальности заявленных параметров. Некоторые из этих руководителей открыто на совещаниях и на собраниях своих коллективов, при молчаливом одобрении А.К. Константинова, стали выступать с заявлениями о ненужности этой работы и о необходимости ее прекращения. Распространялись слухи о скором закрытии темы. На узких закрытых совещаниях у А.К. Константинова, где собирались основные недоброжелатели Роберта Людвиговича, официально обсуждались пути постепенного сворачивания работ по самолету ВВА-14, искали доводы для снятия тех или иных заданий, намеченных общим графиком, продумывались варианты загрузки подразделений посторонними заданиями с целью отвлечения их от бартиньевской тематики.

Действия А.К. Константинова становились все более агрессивными и вызывающими. Все чаще стали встречаться случаи его открытого несогласия с решениями и указаниями Р.Л. Бартини или В.И. Бирюлина и даже прямые отмены этих решений, как по организации работ, так и по технике. Открыто поощрялись отказы начальников КБ выполнять указания и решения Роберта Людвиговича. Стали впадать в немилость начальники отделов и бригад, которые продолжали активно сотрудничать с Бартини.

Атмосфера в коллективе стала меняться. Многие работники ОКБ воспринимали действия администрации как признак действительно скорого закрытия темы. Творческий подъем, охвативший почти весь коллектив в первые месяцы работы над самолетом ВВА-14, постепенно стал затухать. Упала активность конструкторов, исчез интерес к самолету, проектирование стало тормозиться.

Обстановка усугубилась еще и тем, что Роберт Людвигович стал все реже приезжать в Таганрог. Его длительное отсутствие, которое расхолаживало коллектив и усиливало влияние его недоброжелателей, истолковы-

валось ими как потеря интереса к самолету даже у самого Главного конструктора.

Но совсем сложной обстановка стала после отъезда из Таганрога В.И. Бирюлина. Виктор Иванович, который самоотверженно нес на своих плечах всю тяжесть оперативного руководства работами по самолету ВВА-14, к концу 1969 года решил вернуться в свое родное ОКБ. О причинах такого поступка этого энергичного и ответственного человека я стал догадываться не сразу.

Так или иначе, но в результате ухода В.И. Бирюлина процесс проектирования оказался без повседневного технического руководства. Работы по ВВА-14 оказались бесхозными, продвигались очень медленно, с частыми сбоями и остановками. К началу 1970 года процесс был на грани полной остановки и держался только на формальном требовании все еще действующего Постановления ЦК КПСС и СМ СССР.

Вот такая обстановка с самолетом ВВА-14 сложилась в Таганроге к моменту моего назначения.

5. ГЛАВА ПЯТАЯ

1

По приезде в Москву из ознакомительной поездки, я встретился с Робертом Людвиговичем, с Р.С. Королём и с А.В. Болботом и сообщил им о своей готовности работать в Таганроге. Так как еще до этого Р.Л. Бартини дал согласие А.В. Болботу на мою кандидатуру, оформление проекта приказа было проведено буквально за два дня. Но перед подписанием приказа мне было велено явиться в промышленный отдел ЦК КПСС, где состоялась встреча с М. К. Редькиным. Мои попытки вызвать здесь тревогу по поводу ситуации в Таганроге, как и в беседе с Болботом, успехом не увенчались. Никаких комментариев, никаких обещаний по изменению ситуации или указаний по срочному принятию мер я не услышал.

Теперь я понимаю, что и не мог их услышать. Постановление ЦК КПСС и СМ СССР, подписанное, как я уже говорил, вопреки действующим правилам, под влиянием временного страха и растерянности высоких руководителей перед новым оружием противника и по явному недосмотру чиновников, к тому времени уже мало кого из них интересовало по существу. Потеряв былую остроту, но требуя постоянного внимания к себе, эта работа стала обузой. Так как по некоторым политическим соображениям, о чем будет сказано отдельно, открыто отменить это постановление было нельзя, появилось желание и намерение «спустить его на тормозах». Достаточно было просто ослабить контроль над ситуацией, пустить ее на самотек, — и тогда обязательно возникнут условия, при которых проект ВВА-14 (как и любой другой на его месте) тихо, без шума умрет, завязнув в бесконечных естественных и искусственных препятствиях. Никаких кардинальных решений по изменению обстановки вокруг самолета ВВА-14, которых я тогда по наивности ожидал, принимать никто не собирался. А моё назначение рассматривалось только как формальный ответ на требование Роберта Людвиговича о замене В.И. Бирюлина.

Как я теперь понимаю, мне отводилась незавидная роль статиста. Со мной встречались только для того, чтобы посмотреть, что я за фрукт, и не смогу ли я как-нибудь случайно испортить намеченные планы. Очевидно, моя неизвестность в высоких авиационных кругах успокоила тов. Редькина. А А.В. Болбот, который ко мне неплохо относился и которому, возможно, было не совсем удобно навязывать мне такую роль, сказал в конце нашего

разговора: «Учти, я тебя не заставляю, ты сам принял решение. Мы будем по мере возможности помогать тебе, но мы тоже не все можем».

Не знаю, понимал ли всю эту игру Роберт Людвигович. Думаю, что понимал. А я тогда ещё был уверен, что смогу хоть чем-то помочь ему. Но даже если бы и сознавал всю бесперспективность своих будущих усилий, все равно пошел бы на эту работу — уж больно интересной она была, и очень хотелось поработать под началом такого Главного конструктора.

Тем временем, поскольку негативное отношение верхов к самолету ВВА-14 еще не проявлялось открыто, его энтузиасты — руководители отдельных ведомств, предприятий и научно-исследовательских институтов, понимавшие важность этого уникального эксперимента, продолжали, несмотря на огромные технические и организационные трудности и многочисленные искусственные препятствия, очень медленно, но все-таки продвигать дело вперед.

К таким людям относился и начальник опытного отдела 6-го ГУ МАПа Радамир Степанович Король. Он был выходцем из ОКБ О.К.Антонова, где до перехода в министерство работал начальником конструкторского отдела силовых установок. Это был эрудированный инженер, умный, высокообразованный, интеллигентный человек, который был при этом, как ни странно, на хорошем счету у министра, хорошо знал многих руководителей опытных предприятий и НИИ и пользовался у них авторитетом. К Роберту Людвиговичу он относился с большим уважением, стремился по мере сил всячески способствовать его работам. Не имея возможности коренным образом изменить его положение, он, пользуясь влиянием на многих руководителей предприятий, связанных с работами по тематике Р.Л. Бартини, в обход своего начальства очень часто решал многие «непробиваемые» вопросы. Активную роль он играл и в организации работ по самолету ВВА-14. В том числе и использовав для очередного «толчка» мое назначение на должность.

Будучи хорошо знаком с ним по работе в ОКБ О.Антонова, я и в дальнейшем постоянно ощущал его помощь и конкретную поддержку.

2

Приказ о моем назначении был подписан министром авиационной промышленности П.В. Дементьевым 28 января 1970 года. В Киеве в течение недели я полностью передал все свои дела в ОКБ, оформил увольнение, получил трудовую книжку и попрощался со своими друзьями.

Из Москвы в Таганрог с целью представить меня на новом месте работы выехали Роберт Людвигович, Радамир Степанович и Феликс Иванович Мазалов, ведущий опытного отдела 6-го ГУ по таганрогскому ОКБ.

Прибыв в ОКБ, Р.С. Король и Ф.И. Мазалов сразу направились в кабинет А.К. Константинова, а мы с Робертом Людвиговичем сначала заглянули в его таганрогскую «резиденцию».

Три небольшие (метров по 15) смежные комнаты (приемная и два кабинета), отведенные Роберту Людвиговичу, находились на первом этаже конструкторского корпуса, на самом входе в него. Их двери выходили прямо в центральный вестибюль. Это сразу произвело на меня очень неприятное впечатление, так как место для Главного конструктора было, очевидно умышленно, выбрано совершенно неподходящее. Фактически он был размещен в «прихожей», где в любой приличной организации размещаются только вспомогательные службы. Здесь царили шум и суета, да и чисто функционально кабинет был оторван от конструкторских подразделений и от административного «штаба» организации. Я это воспринял как неприкрытое, циничное проявление неуважения к должности и к личности Роберта Людвиговича, да и к его проекту, разумеется, тоже.

Когда же я сказал об этом Роберту Людвиговичу, он очень спокойно, но с какой-то грустью ответил, чтобы я не обращал внимания на такие мелочи, что это ерунда по сравнению с теми искусственными трудностями, с которыми наше дело постоянно сталкивается, и которые я начну ощущать уже в ближайшее время.

Зато секретарь Роберта Людвиговича Светлана оказалась одной из немногих в этом ОКБ, кто был по-настоящему предан Главному конструктору Бартини и его делу. Света и мне потом стала верным помощником, и я всегда ощущал ее доброе отношение и поддержку.

Когда нас пригласили к А.К. Константинову, в его кабинете уже собрался весь руководящий состав ОКБ. Как выяснилось потом, здесь были заместители Главного конструктора — они же начальники КБ, Г.С. Тришкин, Х.Д. Кудзиев, А.Н. Кессених, В.В. Волков, начальники КБ В.Д. Заремба и В.Г. Зданевич, начальники конструкторских отделов Б.П. Скорик, Н.К. Бондарь, А.А. Клицов, В.К. Филипов, В.П. Терентьев, А.Г. Кондратюк, Я.М. Забалуев, В.Н. Баталин, Л.Г. Фортинов, В.М. Шпрангель, В.А. Винник, начальник ЛИКа Б.А. Дыбин, директор опытного завода А.Н. Самоделков, главный инженер К.И. Панин, секретарь парткома А.Н. Степанов, председатель завкома Ю.В. Шильченко, начальник военной приемки полковник Ф.С. Татаренко, заместители директора и главного инженера, неко-

торые начальники конструкторских бригад и лабораторий, некоторые начальники цехов. Народу было много. Практически весь большой кабинет Главного конструктора был заполнен.

Столь солидную встречу моей скромной персоне организовал не А.Константинов. Ее потребовал Р.С. Король. Он рассчитывал придать событию вид переломного этапа в работе над самолетом ВВА-14, показать всему коллективу ОКБ, что теме уделяется большое внимание, что руководство Главка намерено поддерживать Главного конструктора Бартини и добиваться существенного сдвига в выполнении постановления ЦК КПСС и СМ СССР. И сказал обо всем этом довольно подробно и жестко.

Радамир Степанович, в сущности, пошел на рискованный шаг, выдавая свою лояльность за мнение руководства министерства. Однако этот не совсем дозволенный тактический прием оказался в тот момент эффективным. Он на какое-то время дезориентировал руководство ОКБ и, приглушив его активное сопротивление, позволил оживить работы по бартиньевской тематике.

А.К. Константинов не проронил ни слова. Не знаю, о чем у Р.С. Короля был с ним разговор перед собранием, но вид у него был мрачный и какой-то немного растерянный. Присутствующие тоже вопросов не задавали.

На этом «торжественное собрание» закончилось.

Сам я попытался при первом же знакомстве определить хотя бы по лицам своих будущих союзников и противников. Видел и заинтересованность, внимание, любопытство, и настороженность, раздражение, даже враждебность, и равнодушие тоже. Например, у меня сразу вызвали симпатию живые лица и заинтересованная реакция нескольких человек. Потом, когда я с ними познакомился, я узнал, что среди них был В.Н. Баталин — начальник отдела управления, Л. Г. Фортинов — начальник отдела гидро- и пневмосистем, Б.П. Скорик — начальник отдела двигательных установок. Как оказалось, это были высококлассные специалисты, энтузиасты своего дела, открытые, честные люди, способные видеть перспективу, не зашоренные шаблонными приемами, легко воспринимающие новое. Вопреки давлению со стороны Константинова, они с интересом сотрудничали с Робертом Людвиговичем. У меня с ними тоже сложились очень хорошие деловые отношения, мы хорошо понимали друг друга.

Среди руководителей, сразу же вызвавших симпатию и обративших на себя внимание, был и А.А. Клицов — начальник отдела лодки и фюзеляжа. Это был очень опытный, знающий конструктор и интересный человек. Он долго работал с Г.М. Бериевым, был одним из корифеев ОКБ, но, несмотря

на это, с большим уважением относился к Бартини и честно работал над его самолетом. У него был крутой нрав, он был самолюбивым, но принципиальным человеком. И хотя наши личные отношения по моей вине не сложились (видимо, когда-то я неосторожно задел его самолюбие), у меня этот человек вызывал искреннее уважение. На него можно было положиться.

Напротив, с первого же момента не скрывали своего негативного отношения противники проекта Бартини мои будущие оппоненты Г.С. Тришкин, Х.Д. Кудзиев, В.Г. Зданевич, В.Н. Кравцов и К.И. Панин.

Заместитель Главного конструктора Г.С. Тришкин, один из старейших работников ОКБ, исполнял обязанности такого своеобразного первого заместителя. В технику он не углублялся, но зато все административные, плановые, кадровые и финансовые вопросы крепко держал в своих авторитарных руках. Это был сильный и опасный противник.

Заместитель главного конструктора Х.Д. Кудзиев, он же начальник КБ 3 (электро-радио-спецоборудование и вооружение), тоже работал в ОКБ очень давно и был руководителем бериевской закалки. В самолет ВВА-14 он не верил, считая этот проект фантазией, о чем говорил открыто.

Начальник КБ предварительного проектирования и расчетов (КБ-4) В.Г. Зданевич и начальник отдела перспективного проектирования этого же КБ В.Н. Кравцов относились к более молодому поколению руководителей, но оба были, как и сам Константинов, убежденными сторонниками традиционной гидроавиации. Принцип бесконтактного движения противоречил всем их убеждениям и категорически отвергался.

Главный инженер К.И. Панин, один из старейших соратников Г.М. Бериева, был личностью выдающейся. Очень опытный производственник, хороший организатор с решительным, твердым характером и дипломатическими способностями, он сумел в свое время каким-то образом сосредоточить в своих руках все нити управления, замкнуть на себя все цеха, все технические и вспомогательные службы и стать единоличным хозяином всего опытного производства. Указания Константинова выполнялись на производстве только при согласии Панина. Тематику Бартини Панин называл пустой затеей, неоправданной тратой сил и времени.

Среди явных противников Роберта Людвиговича был и еще один заместитель Главного конструктора, начальник КБ планера и прочности (КБ-2) А.Н. Кессених, который тоже был одним из соратников Г.М. Бериева. Говорили, что когда-то он был авторитетным специалистом по прочности и активным, инициативным руководителем, но при мне уже утратил эти качества и серьезной опасности для нашего дела не представлял.

Впрочем, все эти подробности проявились уже позднее, а в первый день моего официального вхождения в ОКБ состоялось и знакомство с директором завода им. Димитрова С.М. Головиным. Хотя рассуждения об объективных причинах срыва работ звучали не убедительно, но от Головина мы ушли с уверенностью, что при должном внимании к работам особых проблем в дальнейшем возникать не должно.

Затем последовал визит к партийному начальству. Первый секретарь таганрогского горкома КПСС И.Е. Есауленко, который до ухода на партийную работу был сотрудником ОКБ Г.М. Бериева, очень уважительно отнесся к Роберту Людвиговичу, но ни обсуждать, ни комментировать ничего не стал. Сложилось впечатление, что Есауленко хорошо знаком с ситуацией в ОКБ, но говорить об этом с нами не хочет. Примерно то же спокойствие и равнодушие мы встретили в Ростовском обкоме КПСС, где нас принял заведующий промышленным отделом В.В. Карлов. Разговор свелся к общим рассуждениям на тему авиации и к пожеланиям успехов.

3

Из Ростова Р.С. Король сразу улетел в Москву, а мы с Робертом Людвиговичем вернулись в Таганрог. У Бартини здесь за период долгого отсутствия накопилось много и конструктивных и организационных вопросов, потребность пообщаться с коллективом ОКБ, показать несостоятельность слухов о скором прекращении работ и об утрате интереса к ним самого Главного конструктора. Нужно было воспользоваться замешательством противников, поднять рабочее настроение сторонников и придать работам новый импульс. Да и меня ввести в курс дела.

При посещении конструкторских подразделений нас сопровождал ведущий конструктор по самолету ВВА-14, назначенный из работников таганрогского ОКБ, Николай Дмитриевич Леонов, который должен был стать моим ближайшим помощником. Он сразу произвел на меня впечатление очень спокойного, выдержанного делового человека. Дальнейшая совместная работа показала его исключительную добросовестность, исполнительность и аккуратность. Но, к сожалению, его участие в процессе разработки самолета этим и ограничивалось. Тем не менее, я ему очень благодарен, т.к. то, что он мог, он делал очень добросовестно и честно.

В тот период самолет ВВА-14 был единственным официальным заданием ОКБ и все конструкторские бригады трех основных КБ были полностью загружены проектированием нашего самолета. Желая подробно

и предметно познакомиться с ходом работ, мы должны были поговорить практически со всеми конструкторами в каждой бригаде. Поэтому при посещении КБ мы подходили к каждому рабочему месту, рассматривали чертежи, выслушивали объяснения начальника бригады и конструктора, Роберт Людвигович задавал вопросы, делал конкретные замечания, сам очень обстоятельно отвечал на вопросы. Иногда эти ответы выливались в короткие импровизированные лекции. Часто мы задерживались у какого-нибудь сложного чертежа, где Роберт Людвигович обращал наше внимание на некоторые принципиальные моменты, иногда при обсуждении конструкции предлагал другой вариант решения и просил его проработать. В процессе обхода он знакомил меня с конструкцией и параллельно сам знакомился с новыми разработками, появившимися в его отсутствие. Бывая в Таганроге довольно редко, он, тем не менее, отлично ориентировался в проектируемой конструкции, цепко держал в памяти все ранее принятые принципиальные решения, замечал и исправлял отклонения от нужного направления, рассматривал и принимал все новые оригинальные предложения, не противоречащие заложенным в самолет принципам и идеям. Коллектив мог убедиться, что хотя выпуск рабочих чертежей по самолету ВВА-14 проходил без повседневного участия Главного конструктора, он постоянно контролирует весь процесс проектирования и в состоянии активно влиять на него.

Бартини устал, но общение с конструкторами приносило ему удовольствие. Было интересно и приятно наблюдать, с каким уважением, даже с почтением относятся к нему рядовые работники и многие начальники бригад, с каким волнением ждут разговора с ним, с каким интересом и вниманием они выслушивают его замечания, какая тишина наступает в залах, когда он о чем-то рассказывает. И это не было слепым преклонением перед непререкаемым авторитетом. Роберт Людвигович своим мягким, уважительным, внимательным отношением к каждому человеку создавал атмосферу свободного обмена мнениями. При обсуждении каких-то конкретных вопросов с ним смело вступали в полемику. Он умел выслушивать своих оппонентов, терпеливо ровным мягким голосом объяснять непонятливому конструктору существо его ошибки.

У него совершенно отсутствовали малейшие признаки начальственного гонора. Роберт Людвигович никогда не подавлял собеседника своим безусловным авторитетом. Но он покорял всех своей необыкновенной эрудицией, своим интеллектом, а с другой стороны, своей юношеской увлеченностью.

Общение же с противниками своего проекта Бартини в тот раз свел к минимуму. В частности, мы не стали посещать КБ-4, в составе которого были сосредоточены все подразделения, формирующие технический облик самолета. КБ работало под непосредственным техническим и административным руководством самого Константинова, который загружал его собственными перспективными разработками, ограничивая работы по ВВА-14. Впрочем, сотрудники ОКБ и сами непрерывным потоком шли к Бартини в его кабинет за консультациями, и среди них были немногочисленные, но заинтересованные люди из КБ-4. Разумеется, им Роберт Людвигович уделял особое внимание.

Знакомство с состоянием производства не потребовало много времени, т.к. на тот момент ни на заводе им. Димитрова, ни на опытном производстве ОКБ практически ничего еще не было сделано.

За эти несколько дней, проведенных с Робертом Людвиговичем в конструкторских коллективах и в его рабочем кабинете, мне стало ясно, что противодействие ВВА-14 организуется руководством ОКБ и некоторыми начальниками КБ и отделов вопреки желанию и настроению основного коллектива. Этот вывод добавил мне оптимизма. Я подумал, что такое положение во многом облегчит мою будущую работу.

Проводив Роберта Людвиговича и переселившись из городской гостиницы в заводскую, я приступил к исполнению своих обязанностей.

Прежде всего, мне нужно было спокойно осмыслить всё, что уже сделано, и разобраться в том, что нужно сделать для продолжения наших работ.

Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР от 11 ноября 1965 года была задана постройка трёх лётных экземпляров экспериментального самолёта и одного экземпляра для статических испытаний. Сроки, заданные постановлением и приказом министра на выполнение этих работ, по известным причинам были в своё время сорваны. Решением ВПК СМ от 20 ноября 1968 года и приказом МАП от 25 декабря этого же года, по которому работы передавались в ОКБ Константинова, были заданы новые сроки, которые и действовали на момент моего вступления в должность:

1-ый лётный экземпляр II кв. 1971г.

Экземпляр для статических испытаний III кв. 1971г.

2-ой лётный экземпляр II кв. 1972г.

3-ий лётный экземпляр 1973 год.

Этим же приказом МАП к работам по постройке всех четырёх экземпляров самолёта ВВА-14 был привлечён и завод им. Димитрова. Работы были распределены таким образом:

- Изготовление и сборка корпуса самолёта, под которым подразумевался центроплан, соединённый с фюзеляжем и бортовыми отсеками, поручалось заводу им. Димитрова.
- Изготовление консолей крыльев, оперения, силовых установок, всех механизмов и систем, а также окончательная сборка самолёта должны были выполняться опытным производством ОКБ.

Проектирование корпуса и других агрегатов каркаса самолёта к концу февраля 1970 года было практически закончено, и рабочие чертежи были переданы на опытное производство ОКБ и на завод им. Димитрова. Шло проектирование всех самолётных систем, за исключением тех, которые связаны с режимами вертикального взлёта. Проектирование подъёмной силовой установки и систем струйного управления практически ещё не начиналось, т.к. не было результатов продувок специальных модулей и отсутствовали необходимые экспериментальные материалы по устойчивости и управляемости.

Работы на производстве, как мы с Робертом Людвиговичем видели, к началу 1970 года были на самой начальной стадии.

Указанные Постановлением сроки на постройку и отработку подъёмных двигателей РД-36-35ПР Главного конструктора П.А. Колесова, от поставки которых зависели сроки постройки самолёта, были также сорваны, и работы по созданию этих двигателей находились в зачаточном состоянии. Здесь была знакомая картина: сначала успешный старт работ, явная заинтересованность ОКБ Колесова, а затем торможение. В течение последних четырёх лет разработка двигателя еле теплилась. Рабочее проектирование велось очень медленно, и к концу 1969 года было готово всего около 50% технической документации, а производственные работы вообще не начинались.

Подобное положение было и с пневматическими взлётно-посадочными устройствами. К началу 1970 года в ОКБ, в Ухтомском филиале и у разработчика надувных поплавков ещё только проводились поисковые работы. Даже окончательная концепция поплавков не была выработана. Рассматривались и отрабатывались на действующих моделях различные конструкции поплавков, разные способы из выпуска и уборки, проводились испытания поплавков на продувочных моделях в аэродинамических трубах.

Не всё гладко обстояло и с технической стороной задания.

Познакомившись с техническим проектом, разработанным в начале 1969 года специальной временной бригадой конструкторов в КБ-4 во главе с В.А. Иванушкиным и ставшим основой для выпуска рабочих чертежей, я увидел, что за время, прошедшее с момента создания эскизного проекта, с которым я познакомился ещё в Ухтомском филиале, технический облик самолёта претерпел изменения. В процессе проектирования макета и подготовки к рабочему проектированию ещё в период работы в КБ завода им. Димитрова, а также в процессе предварительной проработки и разработки технического проекта уже в КБ Константинова появились изменения как в компоновке и конструкции планера, силовой установки, в комплектации основных систем и оборудования, так и в лётно-технических характеристиках. Эти изменения, которые, к сожалению, несколько ухудшили заложенные в эскизном проекте данные самолёта, в то время были вынужденными и неизбежными. Они были связаны, во-первых, со стремлением конструкторов ОКБ Константинова сблизить конструкцию самолёта с реальными техническими возможностями таганрогского производства того времени, во-вторых, с проявлением традиционных подходов к конструированию, выработанных у работников ОКБ многолетней практикой создания классических гидросамолётов, автоматическим перенесением особенностей этих самолётов на самолёт ВВА-14, а в третьих, с необходимостью учитывать полученные в этот период новые результаты экспериментальных исследований.

Так, с целью упрощения конструкции фюзеляжа и уменьшения объёма доводочных работ на самолёте, Роберт Людвигович по предложению конструкторов ОКБ, отказался от отделяемой кабины на экспериментальном самолёте, перенеся её создание и внедрение на этап разработки боевого самолёта. Отделяемая кабина, по разработке которой в нашей стране не было никакого опыта, являлась самостоятельной проблемной задачей. И хотя она давала большие преимущества по жизнеобеспечению и безопасности экипажа, в эксперименте без неё можно было обойтись, применив самые современные катапультирующие кресла, эффективно работающие даже с нулевых высот.

В техническом проекте по предложению и настоянию специалистов-каркасников ОКБ (в частности, А.А. Клицова) и прочнистов (В.П. Терентьева) была заложена новая, отличная от эскизного проекта, силовая схема каркаса, которая и пошла в разработку конструкции и выпуск рабочих чертежей. Она не учитывала и не реализовывала потенциальных возможностей уникальной аэродинамической компоновки плюсообразного крыла с большим центропланом и не позволяла получить заложенного в эскизном проекте весового выигрыша. Роберт Людвигович вынужден был согласиться с этим из-за большого дефицита времени. В планер была заложена конструкция, аналогичная конструкции лодок классических гидросамолётов, рассчитанных на большие гидродинамические нагрузки. В техническом проекте увеличение веса, связанное с этим, ещё не нашло полного отражения, но проявилось при разработке рабочих чертежей. Как видно из сравнительной весовой сводки (таблица 6.), в техническом проекте планер самолёта потяжелел на 983 кг, что в основном, произошло за счёт утяжеления ПВПУ, конструкция которого к этому времени ещё не была окончательно выбрана, но уже имелось определённое представление о ней и о системе уборки и выпуска. Неизбежное при принятой силовой схеме утяжеление корпуса здесь ещё не показывалось.

Более подробная конструктивная проработка силовых установок и обслуживающих их систем с учётом применения существующих реальных агрегатов и готовых изделий привела к утяжелению самолёта по сравнению с данными эскизного проекта на 2 046 кг. На 315 кг утяжелилась маршевая силовая установка за счёт учёта реальных агрегатов двигателя Д30 и деталей его установки. На 545 кг вырос вес подъёмной силовой установки, в основном за счёт решёток и створок на выходе подъёмных двигателей. Конструктивная проработка, проведенная в КБ-1, показала, что эти агрегаты, работающие в условиях высоких температур и больших газодинами-

ческих нагрузок, будут гораздо сложнее, чем они представлялись на этапе эскизного проекта.

С учётом отдельного питания маршевых и подъёмных двигателей, вспомогательной силовой установки ТА-6 и камер дожигания системы струйного управления, усложнилась и утяжелилась топливная система.

Проработка реальной конструкции системы управления маршевыми и подъёмными двигателями, конструкции системы воздушного запуска этих двух отдельных групп двигателей, масляных систем и систем противопожарной защиты, чего на этапе эскизного проекта практически не делалось, добавила к весу самолёта ещё порядка 900 кг.

Таблица 6.1

Сравнительная весовая сводка

	Агрегаты и системы		Эскизный проект Номиналь- ный вес	Технический проект Номиналь- ный вес
I	Планер		9 760	10 743
	1	Центроплан	5 830	6 060
		1 Кабина экипажа	510	510
		2 Корпус и бортоотсеки	4 120	4 240
		3 Отъёмные носки	70	70
		4 Кессон ОЧК	980	1000
		5 Хвостовой отсек	150	240
	2	ОЧК	1 750	1 750
	3	Оперение	980	920
	4	ПВПУ	1 200	2 013
II	Силовая установка		11 000	13 046
	1	Маршевые двигатели, капоты и детали ус- тановки	3 900	4 215
	2	Подъёмные двигатели, детали установки	4 250	4 351
	3	Створки воздухозаборников, наружные и внутренние кожухи	750	754
	4	Решётки и створки на выходе	800	1 240
	5	Топливная система	550	800
	6	Установка ТА-6	300	346
	7	Противопожарное оборудование, управле- ние двигателями, система запуска, масля- ная система	450	1340

	Агрегаты и системы		Эскизный проект Номиналь- ный вес	Технический проект Номиналь- ный вес
III	Оборудование		5 700	11 495
	1	Управление	540	700
	2	Струйное управление	990	1 040
	3	Гидросистема	750	860
	4	Пневмосистема	400	700
	5	Электрооборудование	1 050	1780
	6	Пилотажно-навигационное оборудование	180	500
	7	Радиолокационное оборудование	370	1 050
	8	Кислородное оборудование	28	28
	9	Отопление и вентиляция	80	110
	10	Противообледенительное оборудование	190	170
	11	Кресла экипажа	100	346
	12	Госопознавание	72	200
	13	Комплекс ППС	800	1 800
	14	Морское, вспомогательное, спасательное оборудование. Оборонительное вооружение	150	2 211
IV	Снаряжение и служебная нагрузка		540	540
	1	Экипаж	160	160
	2	Снаряжение экипажа	51	51
	3	Масло	329	329
V	Пустой самолёт		26 460	35 284
VI	Снаряженный самолёт		27 000	35 824
VII	Топливо		16 000	14 176
VIII	Боевая нагрузка		2 000	2 000
IX	Взлётный вес		45 000	52 000
X	Полная весовая отдача		0,40	0,31

Но самые большие изменения по сравнению с эскизным проектом произошли по весу оборудования самолёта. Эти изменения утяжелили самолёт на 5 795 кг. Более тщательная проработка конструкции управления самолётом (с учётом струйного управления), гидро- и пневмосистем, обслуживающих, в дополнение к обычным самолётам и агрегатам, ещё и агрегаты подъёмной силовой установки и систему выпуска и уборки ПВПУ, привела к утяжелению самолёта на 620 кг. Применение в необходимых для

данного класса самолётов количествах и комплектации реально существующего оборудования по электросистемам, пилотажно-навигационному и радиолокационному оборудованию увеличило вес на 1730 кг. Замена же абстрактных поискового и оборонительного комплексов, фигурирующих в эскизном проекте, на перспективные, но уже имеющиеся реальные прототипы и аналоги, а также применение современных систем автоконтроля и гособознания утяжелили конструкцию самолёта ещё на 3 200 кг.

Таким образом, по техническому проекту 1969 года самолёт ВВА-14 стал иметь вес конструкции (вес пустого самолёта), равный 35 375 кг (вместо начального 26 460 кг), а его максимальный взлётный вес (при меньшем, чем раньше, запасе топлива — 14 085 кг вместо 16 000) стал равен 52 000 кг (вместо первоначального 45 000 кг).

Такие изменения в техническом облике самолёта привели к некоторому снижению его удельных параметров (в частности, весовая отдача по топливу и боевой нагрузке снизилась с 0,4 до 0,31, а подъёмная тяговооружённость в стандартных условиях уменьшилась с 1,3 до 1,126). Однако самолёт не потерял способности совершать безопасные вертикальные взлёты и посадки. Дело здесь в том, что при работе подъёмных двигателей вблизи поверхности под самолётом возникает воздушная подушка, которая создаёт дополнительную вертикальную подъёмную силу и этим увеличивает фактическую подъёмную тяговооружённость, что безболезненно компенсирует увеличение взлётного веса до 52 000 кг и больше. Этот эффект, о природе которого мы ещё поговорим подробнее, объясняется необычной компоновочной схемой планера и специфическим расположением подъёмной силовой установки. Он был предсказан Главным конструктором ещё в предэскизном проекте и при разработке технического задания на самолёт, а фактически проявился при испытаниях специальных моделей в аэродинамических трубах ЦАГИ и СибНИА, а также на стенде-аналоге. К моменту выхода технического проекта, в котором взлётный вес самолёта был изменён на 52 000 кг, Роберт Людвигович уже знал о подтверждении этого эффекта, и поэтому утвердил проект.

К началу 1970 года уже было проработано много экспериментального материала.

Ещё на этапе предэскизного проекта и технического задания начались параметрические исследования в аэродинамических трубах СибНИА и ЦАГИ по отработке общей аэродинамической и компоновочной схемы вертикально взлетающей амфибии, исследование влияния реактивных струй подъёмных двигателей на характеристики самолёта, изучение и отработка

входных и выходных устройств подъёмных двигателей, исследование устойчивости и управляемости, характеристик демпфирования и т.п.

В СибНИА вопросами общей аэродинамики в трубе Т-203 занимался Малюшко. Исследовались несколько схем самолёта с большим центропланом и различным расположением консолей крыла, оперения, гондол маршевых двигателей. Отрабатывались различные варианты формы в плане и стреловидности крыла и оперения, формы и размеры бортовсексов, варианты механизации центроплана и консолей и многие другие параметры.

Подобные параметрические исследования проводились в ЦАГИ Сытником, Культиным и Фролищевым. В течение первых шести-семи лет работы над проектом самолёта ВВА-14 было в СибНИА и в ЦАГИ продумано и исследовано очень большое количество разнообразнейших параметрических моделей. В результате этих исследований были получены материалы, которые легли в основу схемы самолёта на стадии эскизного проекта, макета и технического проекта, и был сформирован её основной рабочий вариант. Параметрические исследования аэродинамической схемы продолжались.

Вопросами изучения и отработки влияния на самолёт работы подъёмных двигателей в СибНИА занимался Усольцев, Кашафутдинов и Заславский, а в ЦАГИ — Фролищев и Культин. На параметрических моделях с имитацией работы подъёмных двигателей путём прососа воздуха эжекторными устройствами через модель самолёта в трубах Т-203 и Т-102 исследовалось влияние воздушных струй на аэродинамические характеристики, на характеристики устойчивости и на вторичные силы, возникающие на моделях вдали и вблизи от экрана при разных скоростях обдувки. Исследовалось различное расположение подъёмных двигателей на разных компоновочных схемах самолёта при разной интенсивности прососа. Эти работы дали возможность выбрать оптимальное сочетание аэродинамической схемы самолёта с размещением подъёмных и маршевых силовых установок.

Вопросами изучения и отработки входных и выходных устройств подъёмных двигателей в СибНИА занимались Холдояниди и Коробейников, а в ЦАГИ — Кузнецов, Николаенко, Крутиков, Михайлов. В СибНИА эти работы проводились путём продувок параметрических схематизированных моделей с одиночными и групповыми входами и различными видами их механизации. В ЦАГИ в трубах Т-30 и Т-103 испытывались схематизированные одиночные и групповые входы с прососом воздуха на плоском экране, однорядные групповые входы и двухрядные групповые входы на центроплане с прососом, а также различные варианты механизации входов

(направляющие решётки, створки с жалюзи, дефлекторы и т.п.). Результатом этих работ был выбор механизации входов с ориентировкой на створки «ёлочкой». На отдельных параметрических моделях проводились исследования выходных устройств подъёмных двигателей. Были получены предварительные рекомендации по установке поворотных решёток и продольных нижних створок.

В СибНИА Быковым проводились исследования характеристик демпфирования различных моделей самолёта ВВА-14 при круговой обдувке, а Темляковым и Прудниковым были начаты работы по изучению вопросов устойчивости, стабилизации и управления при движении на малых скоростях, динамики такого движения и быстродействия систем управления.

В ЦАГИ вопросами устойчивости и управляемости нашего самолёта с самого начала стал заниматься Предтеченский, который помог сформулировать требования к характеристикам устойчивости и к системам управления и инициировал работы на пилотажном стенде.

В ЦАГИ же ещё в то время начались работы по изучению явлений рециркуляции выхлопных газов применительно к компоновке многодвигательного самолёта вертикального взлёта и посадки.

Все эти и более мелкие поисковые и исследовательские работы, которые на первых порах велись также и в некоторых академических и исследовательских институтах, создали научный и экспериментальный фундамент, на котором строился технический облик самолёта ВВА-14. Но к концу 1969 года, когда на очередь стали работы по постройке живых образцов, появилась острая необходимость в экспериментальном обосновании и подтверждении правильности конкретных компоновочных и конструктивных решений, закладываемых в строящийся самолёт. Появилась необходимость в результатах продувок уже не параметрических, а так называемых исполнительных моделей, т.е. таких моделей, которые по своей конфигурации полностью соответствуют живому строящемуся самолёту, и результаты испытаний которых можно переносить на живой самолёт.

В связи с этим в первые же недели моей работы встал вопрос об обеспечении проектирования, изготовления, подготовки и проведения испытаний целого ряда таких моделей. Многие работы по этим моделям были запланированы ранее, некоторые из них были даже начаты, но к началу 1970 года затормозились или совсем остановились. Нужно было эти работы срочно реанимировать, а по некоторым моделям организовать вновь. Прежде всего, это касалось исполнительных моделей самолёта, необходимых для обеспечения лётных испытаний на крейсерских режимах полё-

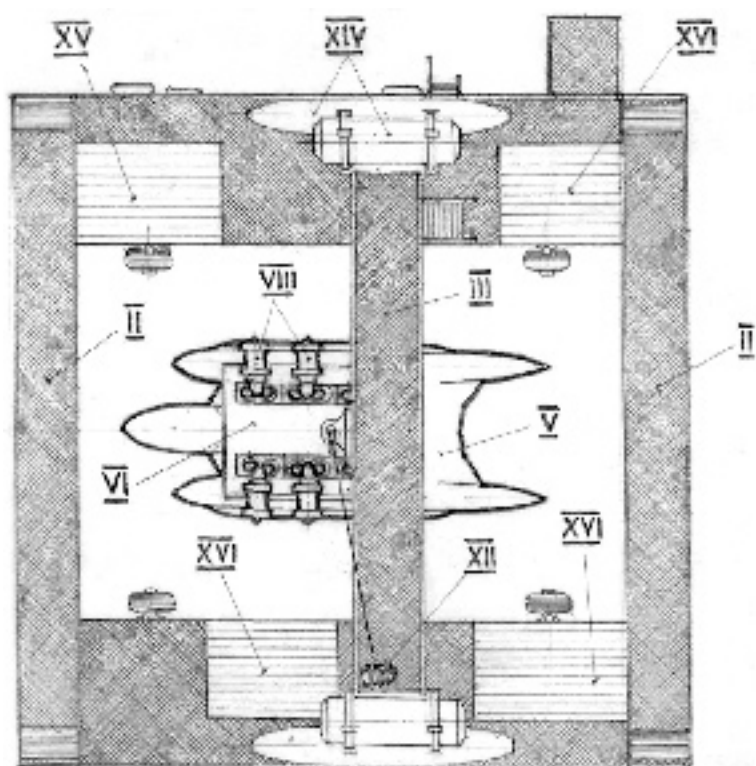
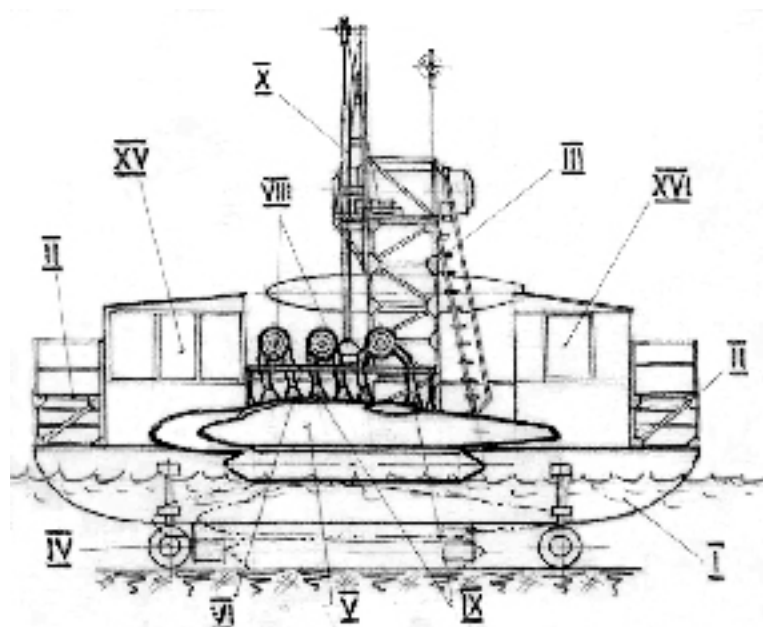
та и отработки его аэродинамической схемы. Кроме того, на этих моделях нужно было проверить эффективность заложенных в самолёт средств механизации крыла и центроплана, элементов конструкции, обеспечивающих устойчивость самолёта, и агрегатов аэродинамического управления. На этих моделях должны были быть получены истинные аэродинамические характеристики самолёта, необходимые для проведения всех дальнейших расчётов и лётных испытаний.

С целью скорейшего получения экспериментальных данных для начала проектирования агрегатов и систем, связанных с осуществлением вертикального взлёта и посадки, необходимо было восстановить работы по созданию и испытанию нескольких специальных уникальных исполнительных моделей в трубу Т-203 СибНИА, в гидроканал 12-й лаборатории ЦАГИ и в трубу Т-104 ЦАГИ, на которых имитировалась работа подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей на всех режимах полёта

Необходимо было также как можно скорее возобновить остановленные работы на газодинамическом «горячем» стенде, получившем название стенда-аналога. Этот уникальный крупномасштабный испытательный стенд был спроектирован и построен по инициативе и под руководством В.И. Бирюлина ещё в период работы над эскизным проектом в Ухтомке. При передаче работы по ВВА-14 в ОКБ Константинова он был частями переправлен на геленджикскую испытательную базу, где и был собран. В течение 1968 года осваивался, отрабатывался и доводился, а к середине 1969 года начал выдавать первые результаты. Однако, к началу 1970 года работы на нём прекратились, и он был законсервирован.

Стенд-аналог представлял собой довольно сложное и громоздкое сооружение размерами 15м 15м 10м и массой около 27 тонн (см. Рис. 6.1).

Его конструкция состояла из двух разнесенных друг от друга поплавков-понтонов, соединённых передней и задней пространственными поперечными фермами, а также центральной ферменной аркой. Кроме водоизмещающих понтонов, стенд имел колёсное шасси, что давало возможность проводить испытания как на воде, так и на суше. Между понтонами размещалась исследуемая крупномасштабная металлическая модель корпуса самолёта ВВА-14 массой 2,5т с имитацией работы подъёмных двигателей. Модель при помощи тензометрированных тяг подвешивалась к подвижной платформе, на которой были установлены шесть реактивных двигателей ТС-12М, являющихся источником горячего газа. Выхлопные сопла каждого из этих двигателей раздваивались и при помощи специальных патрубков подводили выхлопные газы к соответствующей паре шахт подъёмных



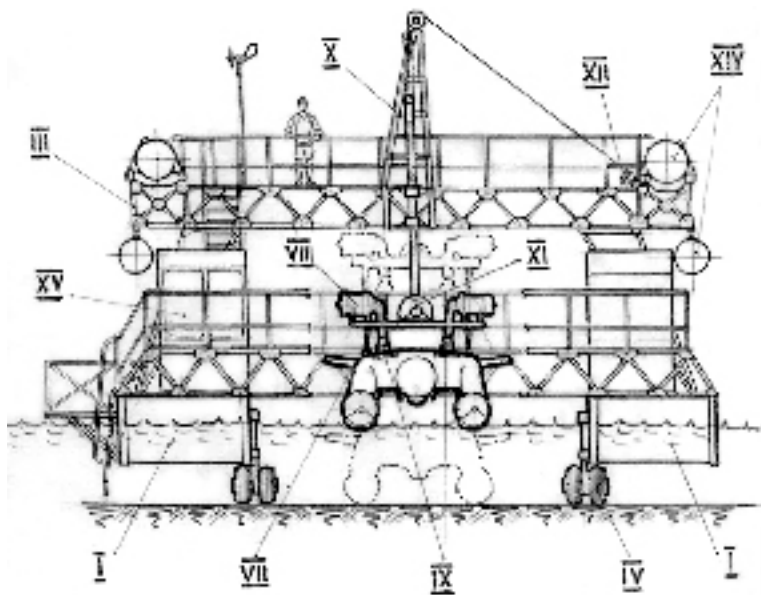


Рис. 6.1
Стенд-аналог

I — поплавки-понтонны ; II — поперечные фермы со смотровыми площадками; III — центральная ферменная арка с наблюдательным мостиком; IV — колёсное шасси; V — модель корпуса ВВА-14; VI — подвижная платформа подвески модели; VII — тензометрированные туги для крепления модели к подвижной платформе; VIII — реактивные двигатели ТС-12М — источники горячего воздуха ; IX — подводные патрубкн с эжекторами; X — подвижная штанга вертикального перемещения платформы с моделью; XI — поворотное устройство для изменения углов тангажа и крена платформы с моделью; XII — лебёдка для перемещения штанги; XIII — помещение для размещения автономного энергоузла ТА-6А; XIV — топливные баки системы питания двигателей ТС-12М и ТА-6А; XV — рубка управления двигателями, моделью и стендом; XVI — помещение для измерительной аппаратуры.

двигателей модели. На конце каждого подводного патрубка устанавливался эжектор. Горячие выхлопные газы двигателей ТС-12М и подсасываемый эжектором воздух в соответствии с критериями подобия создавали на модели полную аналогию выхлопных струй подъёмных двигателей РД-36-35ПР. Подводные патрубкн и эжекторы закреплялись на платформе и с моделью не были связаны, что позволяло замерять действующие на модель вторичные силы и моменты в их чистом виде, без влияния реактивных сил двигателей ТС-12М. Сама платформа с двигателями и моделью, закреплялась на подвижной вертикальной штанге, которая, в свою очередь,

крепилась к верхней поперечной ферме центральной арки. Штанга вместе с платформой и моделью могла при помощи лебёдки перемещаться вверх-вниз, обеспечивая разное по высоте положение модели относительно земли и водной поверхности. К штанге площадка крепилась при помощи специального поворотного устройства, позволяющего изменять углы тангажа и крена модели. На стенде имелась автономная электроэнергетическая система с реактивным энергоузлом ТА-6А, топливная система питания двигателей ТС-12М и ТА-6А, помещение для измерительной аппаратуры, рубка управления двигателями и стендом, наблюдательный мостик, смотровые площадки и целый ряд систем и устройств, обеспечивающих проведение эксперимента. Руководил работами на стенде-аналоге инженер-конструктор Ю. Дурицын. Ближайшими его помощниками были К. Швецов, В. Насонов, М. Кузьменко. Особенно хочется отметить ведущего конструктора К. Швецова. Этот настоящий энтузиаст своего дела, несмотря на огромные трудности и персональное давление, чинимые руководством КБ-4, сделал очень много для успешного проведения испытаний этого стенда. Стенд предназначался и служил для изучения самого непонятного и совершенно неизученного явления взаимодействия большой группы подъёмных двигателей и корпуса самолёта в непосредственной близости от земли и, особенно, от водной поверхности. Данные этих уникальных полунатурных испытаний были необходимы как для проектирования силовой установки, так и для создания систем балансировки, стабилизации и управления самолётом в процессе взлёта-посадки с земли и воды.

Для продолжения остановленных работ по проектированию систем управления самолётом нужно было также принимать меры по обеспечению расчётов по устойчивости и динамике движения самолёта на режимах вертикального взлёта. В отличие от обычного самолёта, этот комплекс вопросов для самолёта ВВА-14 можно было решить только путём исследования математической модели самолёта с учётом реакции лётчика, а для этого необходим был так называемый стенд-тренажёр. Ещё на этапе эскизного проектирования на средства, выделенные для создания самолёта ВВА-14, в Ухтомском вертолётном ОКБ был построен такой стенд с неподвижной кабиной, на котором работники Ухтомского филиала начали исследования и расчёты энерговооружённости, устойчивости, управляемости и стабилизации самолёта. Этими вопросами в период до 1970 года занимались такие работники филиала, как Николаенко, Козлов, Югов, Гурьянов, Кочетков, Шлыков, Калганов. Однако, после передачи работ по самолёту в Таганрог, руководство вертолётного ОКБ стало ограничивать возможность работы на

этом стенде, используя его для своих целей. Кроме этого, эти работы были оторваны от специалистов ОКБ Константинова, что чрезвычайно затрудняло задачу разработки системы управления самолётом. Нужно было организовать работу по созданию собственного стенда-тренажёра в Таганроге.

Необходимо было также начинать работы по проектированию и постройке стенда маршевой силовой установки, стендов гидросистемы, пневмосистемы и электросистемы применительно к конфигурации первого экземпляра самолёта.

Для обеспечения заявленных характеристик самолёта нужно было провести ещё некоторые изменения в конструкции и в комплектации. В частности, последние параметрические исследования, проведенные в СибНИА, показали необходимость установки на консолях крыла предкрылков по всему размаху и целесообразность замены сложных зависающих элеронов и выдвижных закрылков с монорельсовыми механизмами на более простые обычные элероны и поворотные закрылки. По результатам трубных продувок моделей в СибНИА и в ЦАГИ была выявлена необходимость разработки и установки на нижней поверхности хвостовой части бортов отсеков специальных гребней для обеспечения нужной степени путевой устойчивости.

Кроме того, в организационном плане нужно было решительно оживлять работы по строительству самолёта на заводе им. Димитрова и на опытном производстве ОКБ, продвигать создание подъёмных двигателей и ПВПУ. Для этого нужно было подключить к активным действиям высоких руководителей нашего министерства.

Таких неотложных, накопившихся за время искусственного «застоя и торможения» задач было много. Они были понятны и требовали только энергичных настойчивых действий.

2

Однако наряду с этими задачами совершенно неожиданно для меня возник один, пожалуй, самый важный и сложный вопрос, требующий очень срочного осмысления и решения.

При анализе всех материалов и составлении общего плана работ, в том числе и примерной методики лётных испытаний, обнаружилось, что конструкция наших экспериментальных экземпляров в таком виде, в каком она была задумана с самого начала и в каком выполняется в настоящее время, не позволяет безопасно и качественно провести эти испытания.

Дело в том, что заданные Постановлением правительства все три лётных экземпляра самолёта должны были выполняться в одной и той же конфигурации, соответствующей боевому самолёту, т.е. должны быть оснащены подъёмными двигателями и надувными поплавками, что позволяет каждому из этих экземпляров осуществлять полёт только при вертикальном взлёте и посадке. Но так как на таких режимах самолёты не имеют естественной аэродинамической устойчивости и для их стабилизации требуются искусственные средства силового управления, к подготовке и проведению лётных испытаний таких самолётов, особенно к самым начальным этапам этих испытаний, необходим совершенно специфический подход.

Лётные испытания таких самолётов нельзя проводить по стандартной, давно и хорошо отработанной методике, применяемой для испытаний новых опытных самолётов обычных схем, обладающих естественной аэродинамической устойчивостью, когда проверка и отработка отдельных неизученных режимов проводится при последовательном выполнении этапов полёта с плавным наращиванием их сложности (сначала рулёжка, потом пробежки, потом подлёты и прерванные взлёты, потом первый взлёт и полёт так называемым «блинчиком», потом полёты на высотах в крейсерских режимах с поэтапным наращиванием скоростей, потом полёты на перегрузки и на крайние режимы и т.п.). Такая методика позволяет при возникновении каких-либо неожиданных ситуаций на очередном новом неизученном этапе или режиме прекратить этот этап или режим и безопасно вернуться на уже проверенный и отработанный.

Совсем другая ситуация возникает на самолётах, которые могут взлетать и садиться только вертикально. У таких самолётов нет возможности летать и осваивать полёт отдельными безопасными этапами. Поднявшись в первый раз в воздух путём предусмотренного конструкцией вертикального взлёта, такие самолёты сразу же окажутся в катастрофической ситуации. Нельзя отрываться от поверхности, не зная, как стабилизировать самолёт на висении, как справиться с режимом разгона; нельзя разгоняться до эволютивной скорости, не изучив и не освоив особенности пилотирования на этой скорости; нельзя убирать и выпускать надувные поплавки, не изучив их поведение в воздухе при различных скоростях и, особенно, при уборке и выпуске и т.д. Прежде чем начинать вертикальные взлёты, необходимо изучить и отработать в безопасных для экипажа и самолёта натуральных условиях поведение его на режимах, в которые он попадёт после отрыва от поверхности.

Как и где выполнить эти обязательные предварительные проверки и отработки для наших самолётов, если они способны начинать полёт только

именно с этих опасных и ещё неизученных режимов? Как разорвать этот замкнутый круг?

По рекомендации институтов и жёсткому требованию макетной комиссии перед началом лётных испытаний этих самолётов мы обязаны были провести испытания специального натурного стенда с комбинированной силовой установкой (так называемый стенд № 4) на испытательной базе в Тураево, а на нашей лётно-испытательной базе построить специальный стенд (т.н. стенд № 20), на котором провести всестороннюю отработку собранного самолёта.

Стенд силовой установки по рекомендации макетной комиссии должен представлять собой по внешним обводам и размерам имитацию боевого центроплана с воспроизведением натурной конфигурации верхней и нижней поверхности. На нём должны быть установлены двенадцать подъёмных двигателей с натурными входными устройствами, выходными поворотными решётками и нижними створками, а также сдвоенная гондola с двумя маршевыми двигателями, снабжёнными управляемыми выхлопными соплами. Стенд должен иметь топливную систему, систему управления двигателями и всеми средствами механизации, противопожарную систему, а также систему замеров. На этом стенде в условиях внешнего набегающего потока, создаваемого мощными вентиляторами специальной испытательной установки в Тураево, должны быть, по замыслу макетной комиссии, отработаны все режимы подъёмных и маршевых двигателей на скоростях обдувки от нулевой до эволютивной, входные устройства подъёмных двигателей, их влияние друг на друга и на работу маршевых двигателей, отработаны поворотные решётки и их влияние на работу подъёмных двигателей и другие параметры силовой установки.

Стенд лётно-испытательной станции, также по требованию макетной комиссии, должен представлять собой капитальное инженерное сооружение, обеспечивающее возможность установки и надёжного закрепления живого самолёта на разных высотах над землёй и над водой в любом из возможных при взлёте и при посадке положении и с возможностью замера действующих на самолёт сил и моментов в этих положениях, а также подвижную подвеску самолёта на тех же высотах с шестью степенями свободы. На этом стенде должны быть отработаны режимы вертикального отрыва от поверхности и режимы висения на разных высотах, изучены силы и моменты, действующие на самолёт при разных его положениях, способы стабилизации, балансировки и управления самолётом на этих режимах, поведение самолёта при отказах двигателей, способы их парирования, изуче-

ны особенности рециркуляции выхлопных газов при висении над землёй и над водой и многие другие особенности поведения самолёта при работе подъёмных двигателей вблизи поверхности. Учитывая габариты и вес самолёта ВВА-14, этот стенд по своим размерам, насыщенности силовыми конструкциями, механизмами, аппаратурой и приборами, должен представлять собой целый лабораторно-испытательный комплекс. Он может быть выполнен или в виде стационарного корпуса-ангара, смонтированного над водной поверхностью в зоне заводской акватории с возможностью временной установки жёсткого экрана под самолётом для отработки режимов висения над твёрдой поверхностью, или в виде подвижного сооружения на понтонах и колёсах (по образцу плавучего дока) с возможностью выхода из воды на берег и спуска с берега на воду.

Изготовление стенда № 4 по объёму и номенклатуре соизмеримо с изготовлением большей половины живого самолёта, и возможно в наших условиях только за счёт существенной задержки в постройке лётных экземпляров. Стенд же лётно-испытательной станции № 20 вообще является капитальным инженерным сооружением, постройка которого потребует в наших условиях минимум трёх-четырёх лет, очень больших финансовых и материальных затрат и привлечения целого ряда специализированных организаций.

К началу 1970 года по этим стендам не начинались даже проектные работы.

Сопоставление объёма работ по их созданию с нашими возможностями показало, что выполнение требований макетной комиссии нереально, и что если мы будем пытаться выполнить эти требования и связывать начало и проведение лётных испытаний с изготовлением и использованием этих стендов, то сорвём всю работу по самолёту. Тем более, что даже выполнение этих требований всё равно не обеспечивает безопасного проведения лётных испытаний, т.к. ни стенд № 4, ни стенд № 20 не позволяют изучить и предварительно отработать самые сложные и опасные переходные режимы полёта, такие, как разгон и торможение.

Нужно было искать какие-то другие, более простые и реальные пути обеспечения качественной наземной и лётной отработки самолёта.

Эту задачу можно бы успешно решить, если бы самолёт ВВА-14 на этапе своих лётных испытаний умел взлетать с разбегом и садиться с пробегом, как это делают все обычные самолёты, и умеют при крайней необходимости делать все известные вертикально взлетающие самолёты с реактивными двигателями. Тогда наш самолёт, научившись по определён-

ной отработанной стандартной методике летать «по-самолётному», в процессе дальнейших испытаний мог бы, взлетев с разбегом без работающих подъёмных двигателей, уходить на безопасную высоту и уже там запускать подъёмные двигатели и проводить отдельными последовательными этапами испытания и отработку новых неизученных режимов, а возвращаться на аэродром, используя безопасную посадку с пробегом.

Однако на самолёте ВВА-14 взлёт с разбегом и посадка с пробегом принципиально невозможны, т.к. его взлётно-посадочными устройствами являются надувные водоизмещающие баллоны, предназначенные для контакта с поверхностью без горизонтальных перемещений и совершенно не приспособленные к движению по поверхности с большими поступательными скоростями.

К сожалению, в своё время ни на одном из этапов проектирования вопрос обеспечения временной возможности самолётного взлёта и посадки не рассматривался. В результате конструкция экспериментальных образцов оказалась неприспособленной для успешного и безопасного прохождения через самый ответственный этап обучения, проверки, отработки и демонстрации своих уникальных способностей по вертикальному взлёту и посадке. Сложилась ситуация, когда под угрозой оказался весь проект.

Нужно было принимать меры по выходу из этого тупикового положения. И выход был.

Необходимо было на первых двух экземплярах самолёта установить колёсное шасси, как временное, вспомогательное взлётно-посадочное устройство, дополняющее на время испытаний основное ВПУ — надувные поплавки. Это шасси в убранном положении должно вписываться в имеющиеся контуры самолёта, не нарушая его аэродинамических обводов.

Установка такого колёсного шасси на первом и втором экземплярах самолёта позволила бы найти ответы практически на все технические вопросы, тормозящие на данном этапе создание ВВА-14:

- Решала проблему зависимости работ по самолёту от поставки подъёмных двигателей, создание которых к тому времени явно запаздывало. Позволяло в заданные сроки вывести на лётные испытания уже строящийся первый экземпляр самолёта без этих двигателей, обеспечив ему взлёт и посадку «по самолётному», и провести на нём изучение всех аэродинамических, компоновочных и конструктивных особенностей принципиально новой схемы. Позволяло начать лётную отработку и доводку самолёта и к моменту поставки подъёмных двигателей отработать основные вопросы аэродинамики и устойчивости на

крейсерских режимах полёта, довести маршевую силовую установку, основные самолетные системы, изучить поведение самолета в воздухе с баллонами ПВПУ.

- Облегчала задачу создания этих боевых пневматических взлётно-посадочных устройств. Обеспечивая возможность полёта обоих экземпляров самолёта в начальный период испытаний без боевых поплавков (если их изготовление будет задерживаться), а только с имитаторами их убранного положения, давала необходимый резерв времени для их всесторонних стендовых, прочностных и других наземных испытаний без задержки общего хода лётных испытаний самолёта, создавала условия для поэтапной проверки и отработки поведения поплавков на режимах уборки-выпуска путём медленного наращивания скоростей движения при различных стадиях выпуска сначала на пробежках по аэродрому, а потом и в полёте на безопасной высоте
- Раскрывала широкие возможности проведения лётных испытаний, безопасной поэтапной последовательной отработки всех новых неизученных режимов вертикального взлёта и посадки как на малых высотах над взлётной полосой, так и на большой высоте. Второй экземпляр самолёта в этом случае фактически играл бы роль летающей лаборатории. Это позволяло обойтись без сложных и дорогостоящих стендов, изготовление которых потребует много времени. В частности, можно отказаться от стенда силовых установок № 4, функции которого будет выполнять сам живой самолёт, а такое сложнейшее сооружение, как стенд лётно-испытательной станции № 20, заменить упрощённой сухопутной испытательной площадкой с устройством для отвода выхлопных газов из-под самолёта, а также с жёсткой швартовкой (с замером усилий в швартовочных элементах) и свободным («на привязи») креплением самолёта.

При этом весь процесс наземных и лётных испытаний второго экземпляра самолёта, последовательность и содержание отдельных его основных этапов выглядел бы примерно так, как изложено в приложении №2.

Таким образом, установка на первых двух экземплярах самолёта временного колёсного шасси и превращение каждого из них в своеобразную летающую лабораторию со своими самостоятельными функциями и задачами сделало бы отработку и доводку самолёта ВВА-14 понятной и вполне реально осуществимой и позволило бы вырваться из технического тупика. При этом назначение каждого из трёх лётных экземпляров выглядело бы следующим образом:

- Первый экземпляр без подъёмных двигателей предназначен для отработки общей аэродинамики, устойчивости и управляемости на всех режимах полёта, кроме взлёта и посадки, для отработки маршевой силовой установки, надувных поплавков и самолётных систем, не связанных с вертикальными режимами.
- Второй экземпляр, на котором должны быть установлены подъёмные двигатели, все системы, обеспечивающие их работу, и силовое управление самолётом, предназначен для изучения и отработки режимов вертикального взлёта и посадки и переходных режимов.
- Эти оба экземпляра должны совместно решать задачу исследований особенности самолёта и доводки его, как летательного аппарата. На них допускается установка упрощённого комплекса оборудования и некоторые отступления от заданных лётно-технических данных.
- Третий экземпляр предназначен для доведения лётно-технических данных до требуемых постановлением правительства и для отработки специальных противолодочных комплексов и систем. Этот экземпляр должен быть прототипом боевой амфибии. На нём установка колёсного шасси не нужна, т.к. к моменту начала его испытаний все технические особенности самолёта и его пилотажные свойства должны быть отработаны на первых двух экземплярах, и он может и должен проводить все полёты уже с чисто вертикальными взлётами и посадками.

3

Идею об установке временного колёсного шасси еще нужно было согласовать с Робертом Людвиговичем. Это, как оказалось, было не таким простым делом. Роберт Людвигович ещё серьёзно не задумывался над особенностями методики лётных испытаний самолёта ВВА-14, не был готов к такому неожиданному повороту, и в первый момент отрицательно отнёсся к предложению. Но, спокойно выслушав все соображения и аргументы, очень скоро согласился с ними и сам стал активным сторонником этих изменений.

Однако его ближайшие ухтомские помощники и советчики встретили эти предложения буквально «в штыки». Это был тот парадоксальный случай, когда ради воплощения идеи Бартини пришлось воевать не с противниками, а с почти фанатичными сторонниками, не обладающими достаточной квалификацией, но полными амбиций. Пришлось выслушивать обвинения во всех смертных грехах: в нарушении чистоты и целостности

эксперимента, в искажении самой идеи вертикально взлетающей амфибии, в искусственном затягивании процесса и просто в некомпетентности по вопросам гидроавиации. Постановка ВВА-14 на колёса, даже временная, представлялась адептам самолета чем-то кощунственным.

На преодоление этого сопротивления ушло довольно много времени. Роберт Людвигович не хотел принимать решение вопреки мнению своих ухтомских помощников и всячески помогал мне успокоить и убедить их.

Установка шасси на уже строящемся самолете, на котором она не была предусмотрена конструкцией, существенно изменяла техническое лицо и методику испытаний ВВА-14, создавала большой объём дополнительных конструкторских и производственных работ, дополнительные организационные трудности и материальные затраты.

Такой неожиданный поворот мог восприниматься недоброжелателями ВВА-14 как признак идеологического «разброда» в лагере Главного конструктора, как отсутствие чёткой технической стратегии, приводящие к «разбазариванию народных средств» и, в конце концов, как удобное объяснение срыва сроков по воплощению проекта.

Все эти возможные негативные последствия Роберт Людвигович понимал и предвидел. Но, несмотря на это, в конце апреля 1970 года им было принято окончательное решение об установке на первых двух экземплярах самолёта временного колёсного шасси. Осуществить это решение нужно было как можно быстрее, чтобы действительно не задержать их постройку. Решение нужно было согласовать с руководством министерства. Мы договорились с Робертом Людвиговичем, что начнём работы над шасси, а параллельно будем готовить материалы для межведомственного совещания.

Вернувшись в Таганрог, я сообщил А.К. Константинову и его ближайшим помощникам о принятом Бартини решении, привёл все необходимые доводы в его пользу и изложил намеченный в Москве план дальнейших действий. Реакция руководства ОКБ, как и ожидалось, была крайне отрицательной. Особенно рьяно сопротивлялись такие явные противники самолёта ВВА-14, как Тришкин, Кудзиев, Зданевич и особенно Панин. Их мотивы были понятны, но совершенно противоположны мотивам ухтомских энтузиастов проекта.

Руководители ОКБ давно поняли и были уверены, что постройка ВВА-14 в первоначальном виде (только на ПВПУ) в сложившейся ситуации было направлением тупиковым и могло привести только к топтанию на месте и, как результат, к полному закрытию темы. Это их вполне устраивало, они этого ожидали и всячески этому способствовали. Новое решение

Роберта Людвиговича резко меняло ситуацию. Установка колёсного шасси снимала неопределённость и делала весь дальнейший процесс создания и отработки самолёта реально осуществимым. Это решение у противников Бартини убивало надежду на скорую, давно ожидаемую «естественную смерть» самолёта ВВА-14, и поэтому вызывало у них ожесточённое сопротивление. Открыто предпринять какие-то официальные действия против этого решения ни сам Константинов, ни его помощники тогда не могли, т.к. во-первых, технические вопросы по самолёту ВВА-14 были не в их компетенции, а во-вторых, они ещё не совсем пришли в себя после демарша Р.С. Короля. Скрытое же противодействие воплощению этого решения в жизнь чувствовалось на каждом шагу.

Но большинство начальников отделов и бригад восприняли новое решение Бартини с интересом и одобрением, и мы сразу приступили к поиску оптимального варианта шасси. В этом деле главную роль сыграли начальник бригады шасси О.Н. Букатин и начальник отдела фюзеляжа А.А. Клицов.

Так как по решению ВПК СМ первый экземпляр самолета должен был быть построен во II квартале 1971 года, на все работы по шасси у нас было немногим больше года. Такой короткий срок не позволял рассчитывать на создание нового шасси специально для этого самолёта. Да в этом и не было необходимости, поскольку речь шла о временном вспомогательном взлётно-посадочном устройстве на период лётных и доводочных испытаний. Требования к шасси могли быть существенно упрощены. Можно было скомплектовать его из элементов шасси других самолётов, избавляясь от необходимости проектирования и изготовления его агрегатов. При такой постановке вся задача существенно упрощалась и могла быть выполнена в сроки постройки первого образца.

При разработке схемы шасси необходимо было выполнять следующие обязательные условия:

- В убранном положении шасси должно вписываться в первоначальные внешние контуры самолёта, чтобы не искажать его принятую полётную конфигурацию и не влиять на его аэродинамические характеристики.
- В выпущенном и убранном положении шасси не должно создавать помех и препятствий для нормального размещения и функционирования подъёмной силовой установки со всеми её входными и выходными устройствами и механизмами, а также функционированию надувных поплавков и других элементов ПВПУ.

- Шасси должно обеспечивать возможность полётов как с бетонных, так и с прочных грунтовых взлётно-посадочных полос.
- В рабочем (выпущенном) положении шасси должно обеспечивать достаточный клиренс при максимальных взлётных и посадочных углах атаки по задней части поплавков в их убранном положении и по нижним гребням на бортотсеках.

Проработка различных вариантов компоновочных схем шасси в бригаде О.Н. Букатина показала, что наиболее полно удовлетворить этим требованиям может только схема велосипедного шасси. Она позволяет обе основные опоры полностью спрятать в убранном положении, разместив их в фюзеляже и в центроплане по оси самолёта. При этом передняя опора устанавливается под кабиной пилотов, а задняя — в средней части центроплана, где на боевом самолёте располагается бомбовый отсек.

Наиболее приемлемым для нашего самолёта в качестве основных опор оказалось шасси самолёта Ту-22. Главная и передняя стойки этого самолёта подходят как по нагрузкам и энергоёмкости, так и по размерам и кинематической схеме уборки-выпуска. Они могут быть установлены практически без переделок и доработок. При выбранной общей высоте шасси, определяемой клиренсом при взлётных и посадочных углах атаки, основная стойка шасси самолёта Ту-22 полностью вписалась в убранном положении в нижние обводы центроплана, а вот необходимая высота передней опоры, обеспечивающая оптимальный стояночный угол, при этом оказалась больше длины передней стойки шасси этого самолёта, что создало трудности по её размещению. Однако задачу эту удалось успешно решить путём использования обтекателя обзорного локатора, который располагался под кабиной пилотов как раз в зоне возможной установки передней опоры. Так как необходимости в обзорном локаторе на первых двух экземплярах самолёта не было, его место заняла передняя стойка, а её обтекатель, сохранивший первоначальные внешние обводы обтекателя локатора, закрыл выступающие за контур фюзеляжа узлы навески и части самой передней опоры в её убранном положении. Таким образом, аэродинамический контур нижней передней части фюзеляжа не был нарушен.

В качестве вспомогательных боковых опор наиболее подходящими оказались лёгкие и изящные боковые стойки шасси Мясищевского бомбардировщика М-4, которые мы решили использовать вместе с их малогабаритными гондолами. Установить эти опоры пришлось на специальных пилонах, закреплённых к бортотсекам. Пилоны и гондолы боковых опор являлись дополнительными надстройками на корпусе самолёта и несколь-

ко искажали его полётную конфигурацию. Однако, их относительно небольшие размеры, близкое расположение к центру тяжести и значительное удаление от всех несущих поверхностей по нашим расчётам (что позже подтвердилось продувками моделей) не могло существенно сказаться на общих аэродинамических характеристиках и характеристиках устойчивости самолёта. Кроме того, их влияние можно легко определить и исключить путём контрольных облётов второго экземпляра со снятым шасси на последних этапах лётных испытаний, когда будут отработаны и полностью освоены режимы, связанные с вертикальным взлётом и посадкой, и когда во временном колёсном шасси отпадёт необходимость.

К концу мая 1970 года схема шасси (см. рис. 6.2) была сформирована, компоновочный чертёж самолёта ВВА-14 с временным колёсным шасси был утверждён Робертом Людвиговичем, и с начала июня в конструкторских подразделениях ОКБ были запланированы и начались работы по установке этого шасси на самолёт.

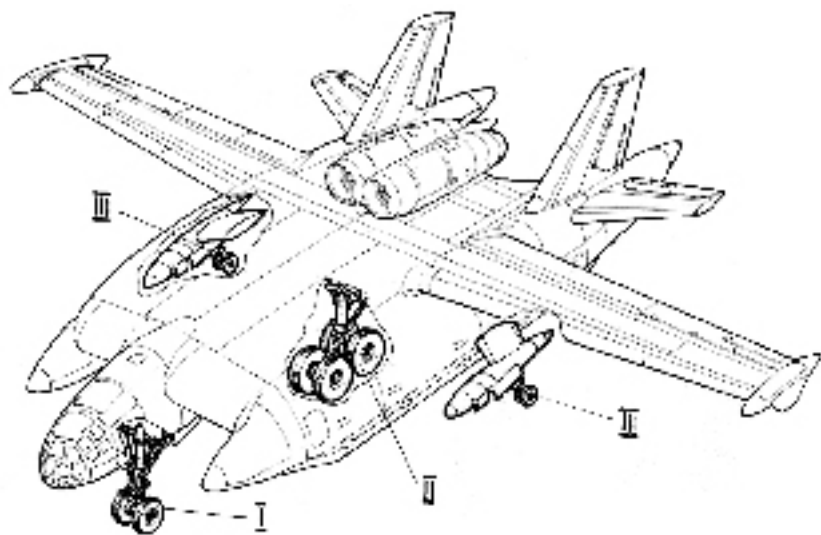


Рис. 6.2
Схема колёсного шасси

I — передняя опора (передняя опора шасси самолёта Ту-22); II — центральная опора (основная опора шасси самолёта Ту-22); III — боковая опора (крыльевая опора самолёта М4).

Работа была большая и затрагивала почти все подразделения ОКБ. Нужно было провести серьёзную доработку и усиление каркаса самолёта, разработку узлов навески шасси, замков выпущенного и убранного положе-

ния опор, кинематических механизмов, гидравлической и электрической систем выпуска и уборки шасси, системы торможения, перекомпоновку некоторых систем самолёта. Параллельно с этими работами были запланированы и начаты работы по замене зависающих элеронов на обычные, по разработке и установке предкрылков по всему размаху консолей крыла, по изменению конструкции закрылков, по изменению формы и размеров законцовочных «ушей» на консолях крыла, а также по разработке нижних подкилевых гребней. Все эти изменения требовали существенного пересмотра конструкции целого ряда уже спроектированных агрегатов и систем, рабочие чертежи по которым уже были переданы в производство. Этот факт вызвал бурную негативную реакцию как у руководства опытным производством, так и у дирекции завода им. Димитрова. Однако в течение первых летних месяцев 1970 года удалось эти работы развернуть довольно широким фронтом, и проектирование пошло.

Одновременно были подготовлены материалы для рассмотрения в министерстве. НТС, составлявшееся в середине года с участием научно-исследовательских институтов МАПа, ВВС и ВМФ, с которыми предварительно был проведен ряд встреч и технических совещаний по обсуждению и согласованию вынесенных вопросов, поддержал наши предложения, уточнил и узаконил направления и основные этапы будущей работы.

Благодаря энергичным действиям Р.С. Короля и активной позиции по отношению к работам Р.Л. Бартини всего 6-го Главка, проявившейся в этот период, нам удалось в первой половине 1970 года осуществить и ряд других организационных шагов, ожививших обстановку вокруг самолёта ВВА-14. Прежде всего, это относилось к подготовке и подписанию графика постройки и поставки подъёмных двигателей, а также к организации работ по ПВПУ.

7. ГЛАВА СЕДЬМАЯ

1

Создание графика по двигателям мы начали в конце марта. Был проведен ряд совещаний с ведущими специалистами 3-го Главка МАПа, с начальником этого Главка М. Стениным, с заместителем министра Ворожбиевым. Было организовано несколько встреч с Колесовым и с руководством Рыбинского моторного завода. В апреле мы с Робертом Людвиговичем съездили в Рыбинск, чтобы познакомиться с реальными возможностями ОКБ и серийного завода.

Постройка опытных подъёмных двигателей для самолёта ВВА-14 имела свои особенности, и в организационном и производственном плане была совсем не простой задачей. Она не вписывалась в давно отработанную в авиамоторостроении схему.

При необходимости разработки новых маршевых авиационных двигателей для какого-нибудь опытного самолёта обычного типа моторное ОКБ-разработчик, которому поручается эта работа, сначала строит первую небольшую партию опытных двигателей в количестве не более 5-8 штук (2-3 экземпляра для отработки на собственных стендах и на стенде самолётной силовой установки; 2 — если самолёт двухдвигательный и 4 — если он четырёхдвигательный — для первого лётного экземпляра самолёта и 1-2 — для резерва в процессе лётных испытаний). Этот объём работ моторное ОКБ, как правило, выполняло силами собственного опытного производства, и только после получения положительных результатов приступали к изготовлению следующей опытной партии двигателей (для ресурсных, климатических, сертификационных и других испытаний, а также для установки на дополнительных опытных экземплярах самолёта) для чего подключался какой-то серийный моторный завод.

При разработке новых подъёмных двигателей для многодвигательного самолёта с вертикальным взлётом и посадкой такая схема не подходит. Уже на самой первой стадии создания такого самолёта необходимо изготавливать одновременно большую партию этих опытных двигателей. Для самолёта типа ВВА-14, где число подъёмных двигателей может достигать до 12 и больше, эта партия должна состоять из 3-4-х двигателей для экспериментально-доводочных работ, 6-10-и двигателей для групповой отработки на моторном и самолётном стендах, полного комплекта для установки на первый лётный экземпляр самолёта, а также минимум 5-6-и двигателей в

запас для обеспечения начального этапа испытаний. Кроме того, подъёмные двигатели по причине кратковременности их работы в боевом полёте, а также с целью упрощения и облегчения их конструкции должны быть малоресурсными, а при отработке режимов вертикального взлёта и посадки потребуется их длительная работа и, следовательно, быстрая выработка этого малого ресурса. То есть для проведения всего комплекса наземных и лётных испытаний потребуется ещё минимум один боевой комплект двигателей. Таким образом, уже для проведения полного объёма испытаний только одного лётного экземпляра самолёта нужно порядка 30-и двигателей, а если говорить о двух-трёх экземплярах, эта цифра значительно увеличится. В частности, для самолёта ВВА-14 даже при условии, что первый экземпляр строится без подъёмных двигателей, и что не нужна будет отработка на стенде № 4, количество подъёмных двигателей для проведения всего комплекса испытаний на втором экземпляре должно быть не менее 30-35 штук, а на третьем — ещё 18-20 штук.

Само собой разумеется, что такое количество двигателей, да ещё в короткие сроки, опытное производство даже гораздо более мощного ОКБ, чем ОКБ Колесова, самостоятельно изготовить не в состоянии. Необходимо в самом начале к созданию опытных двигателей привлекать производство серийного завода. Именно к этому сводилась вся подготовительная работа по созданию графика.

Как мы уже говорили, подъёмные турбовентиляторные двигатели РД36-35ПР для ВВА-14 создавались на базе турбореактивных подъёмных двигателей РД36-35 путём установки на них вентиляторной приставки. Эти двигатели уже были испытаны, первые экземпляры их уже устанавливались на модификациях самолётов Як и МИГ (правда, в небольших количествах), документация на них была передана на Рыбинский двигательный завод, который и должен был начать их серийный выпуск. В этой ситуации вполне логично и целесообразно было к изготовлению наших двигателей подключить именно Рыбинский завод, который к тому же в тот период имел значительный резерв производственных мощностей.

Наш расчёт строился на том, что освоив в производстве базовый двигатель РД36-35, 75-80% узлов и деталей которого переходили в двигатель РД36-35ПР без всяких изменений, серийный завод сможет сравнительно легко, с минимальными затратами на постановку производства наладить параллельный выпуск обоих двигателей. Это предложение устраивало Колесова, было поддержано 3-им Главком и на той стадии не вызывало особых возражений руководства серийного завода.

К концу мая все переговоры и согласования были закончены, график был подписан М. Стениным и А. Болботом, завизирован заместителями министра Ворожбиевым и Кобзарёвым, и 28 мая утверждён П.В. Дементьевым.

График охватывал период с 1970 по 1972 годы, т.е. начальный этап постройки двигателей. В нём ОКБ Колесова предписывалось:

- окончание проектирования и выпуск рабочих чертежей на двигатель в III квартале 1970г;
- разработка технологии, проектирование и изготовление оснастки в IV квартале этого же года;
- изготовление силами опытного производства первой партии экспериментальных двигателей в количестве 4-х штук в течение 1971 года по одному двигателю в квартал;
- проведение экспериментально-доводочных работ на этих двигателях в течение 1971 года с получением к концу этого года заданных параметров;
- передача серийному заводу в I квартале 1971 года технической документации на узлы двигателя РД36-35ПР, отличные от базового варианта РД36-35, а во втором квартале — всей остальной документации.

Серийному заводу предписывалось:

- подготовка производства двигателей РД36-35ПР в течение II и III кварталов 1971 года;
- изготовление и поставка Таганрогскому ОКБ опытных двигателей, начиная с IV квартала 1971 года и в течение всего 1972 года по 6 двигателей в каждом квартале.

Такой график, хоть и с серьёзными оговорками, но всё же создавал реальную базу для выполнения директивных сроков постройки второго экземпляра самолёта (II квартал 1972г.) и, при условии его выполнения, мог бы действительно изменить весь ход работ по ВВА-14 и всю его дальнейшую судьбу. Мы тогда считали подписание этого графика нашей крупной победой, переломным событием, способным повлиять на обстановку вокруг ВВА-14. Нам даже показалось, что наступает конец искусственному торможению работ Роберта Людвиговича и появляется возможность его успешного выполнения.

К сожалению, нам это только показалось. График оказался пустой бумажкой.

Так или иначе, но график был утверждён, и мы, не зная ещё, что он не будет выполняться, строили вокруг него радужные планы.

Следующей задачей было продвижение работ по ПВПУ.

Ещё на стадии эскизного проекта к работе над ПВПУ были привлечены несколько научных и конструкторских организаций, главной из которых было ОКБ Бережного (г. Горький), специализировавшегося на разработке колёсного шасси для различных типов самолётов. Их исследования были направлены на поиск наиболее простой, лёгкой и надёжной конструкции принципиально нового взлётно-посадочного устройства. Прорабатывались различные варианты конструкции надувных баллонов-поплавков и систем их уборки и выпуска. Большое внимание при этом уделялось, как мы уже знаем из главы «Эскизный проект», принципу вакууммирования, как способу, имеющему перспективы достижения минимального веса и наибольшей простоты. К сожалению, удовлетворительного решения по борьбе с возможной нестабильностью формы баллона в процессе складывания при уборке на том этапе найти не удалось. Постепенно поисковые работы замедлялись, и к началу 1969 года уже еле теплились, а приемлемый вариант конструкции ПВПУ так и не был сформирован.

Работы снова несколько оживились в середине 1969 года после решения министерства о передаче задания по разработке надувных баллонов-поплавков Дубнинскому конструкторскому бюро агрегатов, руководителем которого был тогда Е.А. Пушкин.

Это конструкторское бюро в своё время, т.е. в предвоенные и первые послевоенные годы, было одной из ведущих организаций по проектированию и изготовлению опытных образцов различных типов аэростатов и небольших дирижаблей. У него тогда была специализированная производственная и испытательная база и уникальное оборудование. Передача задания по баллонам для ПВПУ самолёта ВВА-14 этому ОКБ было, на мой взгляд, правильным решением. Ведь большие тканевые надувные ёмкости, которыми являлись наши баллоны, по конструкции и по технологии изготовления имели много общего с аэростатами 30–40-х годов, а на ДББА ещё работали специалисты, обладающие уникальными знаниями и опытом в этой области.

В этом ОКБ работа над баллонами сначала шла в основном тоже в направлении использования вакууммирования. Но задача оказалась настолько трудной, что требуя больших затрат, никак не давалась в руки. Сроки поджимали, а подходящего конструктивного решения не находилось. Работа и в этом ОКБ начинала буксовать. Нужно было выбирать более эффективное направление конструкторских разработок.

Когда окончательно прояснились и были сформулированы упрощённые требования к ПВПУ, Роберт Людвигович принял решение реализацию идеи вакуумирования перенести на этап разработки боевой амфибии, а для экспериментального самолёта остановиться на одном из вариантов принудительного силового метода складывания и раскрытия баллонов. Такой метод наверняка мог быть более тяжёлым, многодельным и технически более сложным, но зато он мог гарантировать надёжную работу всего ПВПУ. А на тот период важно было во что бы то ни стало обеспечить успешную уверенную демонстрацию основных особенностей и преимуществ этого принципиально нового взлётно-посадочного устройства и доказать его жизнеспособность, даже жертвуя при этом желаемой простотой и малым весом его конструкции.

После принятия этого решения работа над ПВПУ приобрела чёткое однозначное направление, в результате чего к началу лета 1970 года совместными силами двух ОКБ была разработана и утверждена Робертом Людвиговичем конструктивная схема баллонов-поплавков, их крепление на самолёте, а также основные принципиальные намётки по системам их уборки и выпуска. ДКБА сразу же приступило к выпуску рабочих чертежей на баллон, а в ОКБ Константинова в бригадах фюзеляжа, шасси, гидравлики и пневматики начались предварительные конструкторские проработки по системам ПВПУ.

Разработанные в ДКБА баллоны-поплавки (см. Рис. 7.1.) в наполненном состоянии представляли собой цилиндры диаметром 2,5 м с коническими законцовками.

Длина цилиндрической части каждого баллона равнялась 12,5 м, общая длина с законцовками — 16,5 м, а объём — 71 м³. Корпус поплавка выполнялся из листовой резины, армированной стеклотканью, и состоял из шести герметично соединённых друг с другом отсеков. Четыре средних отсека имели чисто цилиндрическую форму, а передний и задний — цилиндрическую переходящую в конические законцовки. Между отсеками устанавливались тоже герметичные эластичные резиновые диафрагмы конической формы. При заполнении всех отсеков воздухом с одинаковым давлением эти диафрагмы занимали какое-то нейтральное положение между отсеками, а при возникновении в соседних отсеках разницы в давлении, выпучивались в сторону отсека с меньшим давлением уменьшали объём этого отсека и этим способствовали выравниванию давления. Такая конструкция, несмотря на герметичность каждого отсека, обеспечивала практически постоянно одинаковое давление по всей длине баллона. При полной

разгерметизации (разрушении) одного из отсеков (см. Рис. 7.1Б) диафрагмы соседних отсеков выпучивались в его сторону и, растягиваясь на полную величину, заполняли большую часть его объёма, чем частично компенсировали потерю водоизмещения всего поплавка.

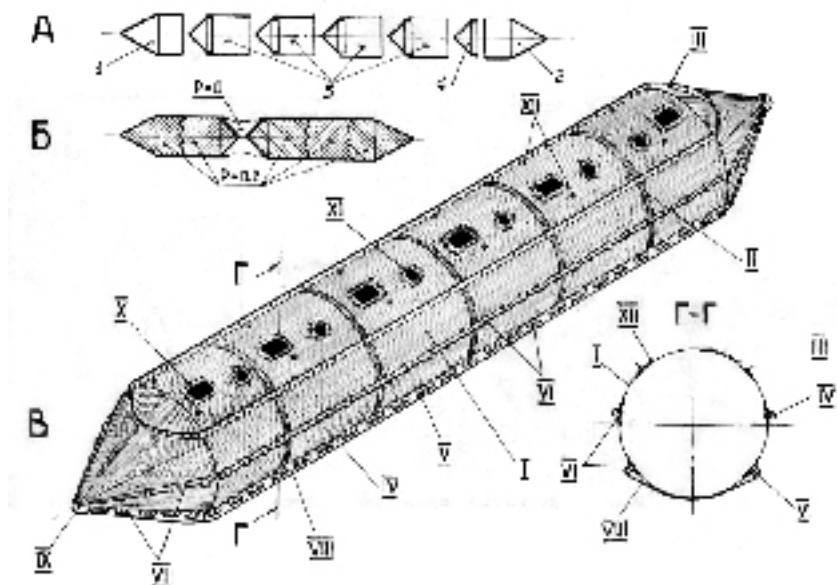


Рис. 7.1
Конструкция баллона ПВПУ

А — схема отсеков баллона

1 — передний отсек; 2 — задний отсек ; 3 — центральные отсеки с коническими диафрагмами; 4 — отдельная коническая диафрагма. Б — схема работы конических диафрагм при разгерметизации одного из отсеков

В — баллон в собранном виде

I — оболочка баллона; II — стыковочная лента для соединения отсеков; III — крепёжный тканевый гребень; IV — верхний центральный стрингер; V — нижний центральный стрингер; VI — тканевые ляжки; VII — законцовочные стрингеры; VIII — усиливающее днище; IX — законцовочный узел; X — технологический люк; XI — арматура для крепления эжекторов; XII — арматура гермовыводов для тросов подтяга.

В верхней части каждого отсека, которая при установке баллона на самолёт должна располагаться под днищем бортового отсека, устанавливались технологические люки для доступа внутрь отсека в процессе их изготовления, монтажа на самолёт и эксплуатации, а также арматура для пневматических

и механических устройств системы выпуска и уборки. На внешней поверхности баллона-поплавка располагались четыре трубчатых стеклопластиковых стрингера по два с каждой стороны. Каждый стрингер состоял из трёх частей: центральной, выполненной из трубы диаметром 80 мм и длиной 12,5м, установленной по всей длине цилиндрической части баллона, и двух концевых, выполненных из конических труб и установленных на передней и задней законцовках. Каждый стрингер крепился к корпусу баллона при помощи тканевых лямок. Центральный участок стрингера соединялся с законцовочными стрингерами с помощью гибких шарниров, а все четыре концевых стрингера на каждой законцовке соединялись друг с другом в самом носке законцовки при помощи носового узла с жёсткими шарнирами. Такое крепление элементов стрингеров с корпусом баллона и друг с другом позволяло им свободно перемещаться друг относительно друга при деформации баллона, не вызывая дополнительных напряжений в оболочке. К паре нижних стрингеров также на тканевых лямках закреплялось усиливающее днище, предохраняющее нижнюю часть оболочки баллона от повреждений. Днище изготавливалось из специальной эластичной ткани с нанесенным на неё слоем фторопласта, хорошо работающей на истирание и способной плавно облегчать различные неровности посадочной площадки. В верхней части баллона по всему контуру сопряжения с бортотсеком устанавливались продольные силовые тканевые гребни, которыми баллон крепился с помощью болтов и прижимных накладок к стыковочным угольникам бортотсеков.

Большие габариты баллонов-поплавков, сложные функции, которые они должны были выполнять, условия, в которых вынуждены работать, ответственность, возлагаемая на них в составе самолёта, и неизученность их поведения в эксплуатации требовали особо тщательного подхода к качеству выполнения этих агрегатов. Самый надёжный метод изготовления изделий из листовой армированной резины, обеспечивающий высокое качество, был метод горячей вулканизации в автоклавах. Однако габариты баллонов не позволяли изготавливать их целиком этим методом, т.к. в природе не существовала автоклавов таких размеров. В связи с этим в ДКБА была разработана специальная технология, обеспечивающая максимально возможное в реальных условиях качество баллонов. Их изготовление предусматривалось путём горячей вулканизации отдельно каждого из шести отсеков в автоклаве с последующим соединением этих отсеков методом холодной вулканизации (склеиванием) в специальном приспособлении. На разборных формах для каждого из шести отсеков из листов армированной

сырой резины формировалась оболочка, укладывались и укреплялись на сырой резине все необходимые детали конструкции (усиливающие бандажки, стыковочные ленты, стрингерные лямки и крепёжные гребни, арматура технологических люков, элементов механизации, гермовыводов и т.п.), и отсек вулканизировался в автоклаве под давлением и при высокой температуре. При этом первый и последний законцовочные отсеки изготавливались без внутренних конических диафрагм, а четыре средних отсека — с односторонними диафрагмами, как показано на рис. 7.1А. Пятая свободная диафрагма изготавливалась отдельно на своей форме. Такая схема применялась с целью обеспечения свободного демонтажа разборных форм изнутри прошедших вулканизацию отсеков.

Готовые отсеки размещались в нужной последовательности в сборочном приспособлении, по стыку пятого и шестого отсеков устанавливалась свободная диафрагма, на всех стыках по их внутреннему и наружному контурам на специальном резиновом клее укладывались стыковочные ленты из армированной резины, через технологические люки под стыки устанавливались разборные внутренние опорные ложементы, а снаружи стыковочные ленты прижимались рубильниками сборочного приспособления. В таком состоянии производилась холодная вулканизация стыков. После её окончания изнутри отсеков удалялись элементы ложементов, технологические люки закрывались своими крышками, и на баллон монтировались стрингеры, защитное днище и съёмные элементы арматуры.

Такая технология требовала обязательного наличия большого автоклава с габаритами рабочей камеры не менее 3- 3,4 м, а также изготовления сложной оснастки в виде разборных крупногабаритных форм для каждого отсека и сборочного стапеля с набором ложементов. ДКБА такого автоклава не имело, кроме того, его относительно слабые производственные мощности не позволяли своими силами изготовить набор необходимой оснастки. Для изготовления опытной партии баллонов необходимо было привлечь какое-то крупное предприятие, специализирующееся на резиновом производстве, и организовать помощь ДКБА в изготовлении необходимых приспособлений.

Вопрос ещё усложнялся тем, что для решения задачи создания и отработки ПВПУ для самолёта ВВА-14 необходимо было изготавливать большое количество опытных баллонов. ПВПУ являлось оригинальным, не имеющим аналогов взлётно-посадочным устройством, не было никакого опыта ни по разработке, ни по эксплуатации подобных конструкций. При его проектировании возникало много вопросов и сомнений, разре-

шить которые можно было только опытным путём. Так, например, было неясно:

- какие нагрузки по трём осям и при каких деформациях будет выдерживать этот эластичный баллон в наполненном состоянии;
- как будет изменяться давление внутри баллона под нагрузкой;
- какова его работоспособность;
- какова общая статическая и динамическая прочность баллона и его прочность в местах приложения сосредоточенных нагрузок;
- какова способность наполненного баллона удерживать форму при различных скоростях и направлениях набегающего потока, какова при этом потребная величина внутреннего давления;
- какова способность баллона складываться при стравливании давления;
- как будет вести себя баллон в набегающем потоке при уборке и выпуске.

Для получения ответов на эти вопросы до начала испытаний ПВПУ на самолёте было решено выполнить совместно с ДКБА ряд модельных исследований, а также стендовую отработку и испытания натурных баллонов.

На масштабных моделях было намечено изучение деформации баллонов под нагрузкой и исследование кинематики складывания баллонов.

Динамическиподобные модели для этих целей должны были изготавливаться ДКБА и на их же территории испытываться.

Для натурных баллонов были запланированы:

- статические испытания;
- копровые испытания;
- отработка кинематики складывания и раскрытия баллона при уборке и выпуске на наземном стенде в ДКБА;
- отработка баллонов в наполненном и сложенном состоянии, а также всего комплекса систем уборки и выпуска на подвижном стенде (стенде № 36) в условиях набегающего потока:
 - при проведении испытаний в натурной трубе Т-101 ЦАГИ;
 - при подвеске этого стенда под вертолёт Ми-10 и испытаниях в полёте.

Таким образом, опытная партия баллонов-поплавков, с учётом обеспечения этих предварительных испытаний, снаряжения трёх лётных экземпляров самолёта и резерва на период испытаний, должна была состоять минимум из 10-12 штук. Постановка производства и изготовление такого количества уникальных по размерам и по конструкции баллонов и оснастки для их испытаний были сложной задачей. Её решение удалось найти благодаря энергичным действиям руководства нашего Главка, актив-

ной позиции 7-го Главка, которому непосредственно подчинялось ДКБА, и участием министерства химической промышленности. К производству баллонов был привлечён Ярославский шинный завод «Резинотехника», на мощном специальном оборудовании которого под техническим руководством специалистов ДКБА должна была быть изготовлена вся опытная партия. Разборные формы, опорные и прижимные ложементы и сборочные приспособления для вулканизации баллонов, оборудование для проведения копровых испытаний, а также натурный стенд для ДКБА и стенд № 36 поручено было изготовить совместными силами заводу им. Димитрова и опытному производству КБ Константинова. При этом чертежи приспособлений для изготовления баллонов и для копровых испытаний должно было разрабатывать ДКБА, а чертежи стендов — наше ОКБ совместно с ДКБА. Проектирование и изготовление оборудования для статических испытаний и проведение этих испытаний в своей лаборатории поручалось заводу им. Димитрова.

В результате нескольких довольно напряжённых и острых совещаний в министерстве с руководством ДКБА и завода «Резинотехника» был разработан и утверждён график изготовления и поставки первых шести баллонов из всей опытной партии. По этому графику устанавливались следующие сроки:

- I экземпляр — для отработки кинематики
на стенде ДКБА март 1971г;
- II экземпляр — для копровых испытаний апрель 1971г;
- III экземпляр — для статических испытаний август 1971г;
- IV экземпляр — для стенда № 36. август 1971г;
- V и VI экземпляры — для первого лётного
экземпляра самолёта октябрь 1971г.

График был очень напряжённый, но, несмотря на это, он уже тогда не обеспечивал директивные сроки постройки первого экземпляра самолёта (II квартал 1971г.). А учитывая трудности изготовления сборочной оснастки, которые обязательно должны были возникнуть на заводе им. Димитрова и в ОКБ, и возможные в связи с этим задержки с её поставкой заводу «Резинотехника», можно было сразу ожидать, что график этот будет срываться, и поставка баллонов будет ещё больше опаздывать. Однако нас такая перспектива не особенно пугала, т.к. после принятия решения об установке на первых двух экземплярах самолёта колёсного шасси и о возможности полётов с имитаторами баллонов-поплавков, задержка с поставкой боевых баллонов не могла привести к задержке начала лётных испытаний само-

лёт. Разворот работ по проектированию и по подготовке к изготовлению баллонов в результате предпринятых технических и организационных мероприятий нас на том этапе вполне удовлетворял.

Теперь нужно было чётко определиться с техническим решением и активизировать разработку комплекса систем, обеспечивающих уборку и выпуск ПВПУ. Основной трудностью при создании такого комплекса было обеспечение стабильности формы и устойчивости промежуточного положения баллона в процессе уборки и выпуска в полёте, чего к тому времени так и не удалось достичь, используя метод вакуумирования.

Рассмотрев ещё раз все предварительно проработанные варианты, Роберт Людвигович выбрал и утвердил для окончательной разработки вариант, основанный на принципе принудительного выдавливания воздуха из баллона при его складывании и силового удержания раскрытия при наполнении с сохранением при этом внутри баллона определённого давления, которое должно было обеспечить постоянную выпуклость, напряжённость, а следовательно, и устойчивость формы всех элементов оболочки. В результате работ, проведенных в конструкторских бригадах КБ-5 по воплощению этого принципа в реальную конструкцию, к концу 1970 года определился технический облик такого комплекса систем уборки и выпуска ПВПУ (см. Рис. 7.2 и 7.3).

Этот комплекс состоял из:

- пневматической системы наполнения баллонов воздухом с «дожимом» и подкачкой;
- механической тросовой системы уборки-выпуска с гидроприводом;
- тросовой системы подтяга с пневмоцилиндрами;
- полуавтоматической электропневматической системы управления и сигнализации.

Наполнение баллона воздухом производилось через управляемые пневматические кольцевые эжекторы. В каждом бортотсеке устанавливались 6 таких эжекторов — по одному в каждом отсеке баллона. По активному воздуху эжекторы питались от второго контура маршевых двигателей. Подсасывая атмосферный воздух, поступающий из внешних заборников, установленных на наружных панелях бортотсеков и использующих скоростной напор, эжекторы, во-первых, увеличивали общий объём воздуха и этим ускоряли наполнение баллона, а во-вторых, смешивая его с активным воздухом, снижали температуру внутри баллона и этим защищали его конструкцию от преждевременного старения. Через эжекторную систему воздух подавался до тех пор, пока не заканчивалось формообразование

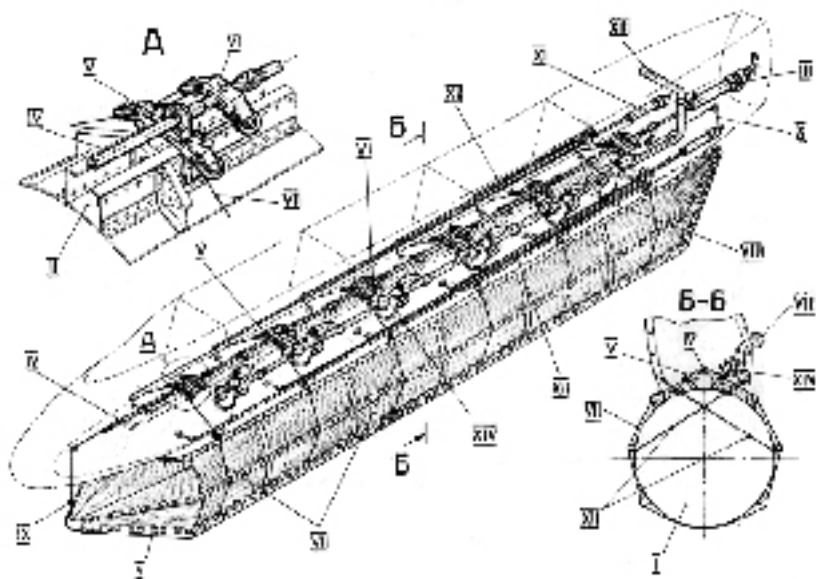


Рис. 7.2

Конструкция систем наполнения, выпуска и уборки баллонов ПВПУ

I — баллон ПВПУ; II — днище бортоотсека; III — силовой гидроцилиндр системы уборки-выпуска; IV — подвижная штанга; V — неподвижная траверса с роликами; VI — подвижная траверса с роликами; VII — боковые троса уборки-выпуска; VIII — воздухозаборник системы наполнения; IX — передний трос уборки-выпуска; X — задний трос уборки-выпуска; XI — пневмоцилиндр системы подтяга; XII — троса подтяга; XIII — трубопровод подачи воздуха от двигателей; XIV — эжекторы с двухпозиционными редукционными клапанами.

баллона, т.е. пока баллон не становился полностью выпуклым и не приобретал устойчивую цилиндрическую форму. Это происходило при достижении внутри баллона избыточного давления в $0,015-0,020 \text{ кг/см}^2$ («давление формообразования»). После этого подача атмосферного воздуха прекращалась, и эжекторы переключались на подачу активного воздуха в баллоны напрямую, без смешивания его с атмосферным. Этот процесс, называемый «дожимом», продолжался до достижения внутри баллона давления в $0,15-0,2 \text{ кг/см}^2$, после чего эжекторы автоматически закрывались. Такое давление, необходимое для восприятия внешних нагрузок при посадке, нагрузок от веса самолёта на стоянке, от давления воды и ударов волн на плаву, а также от скоростного напора в полёте, должно было поддерживаться в выпущенном положении поплавка постоянно путём его периодической подкачки.

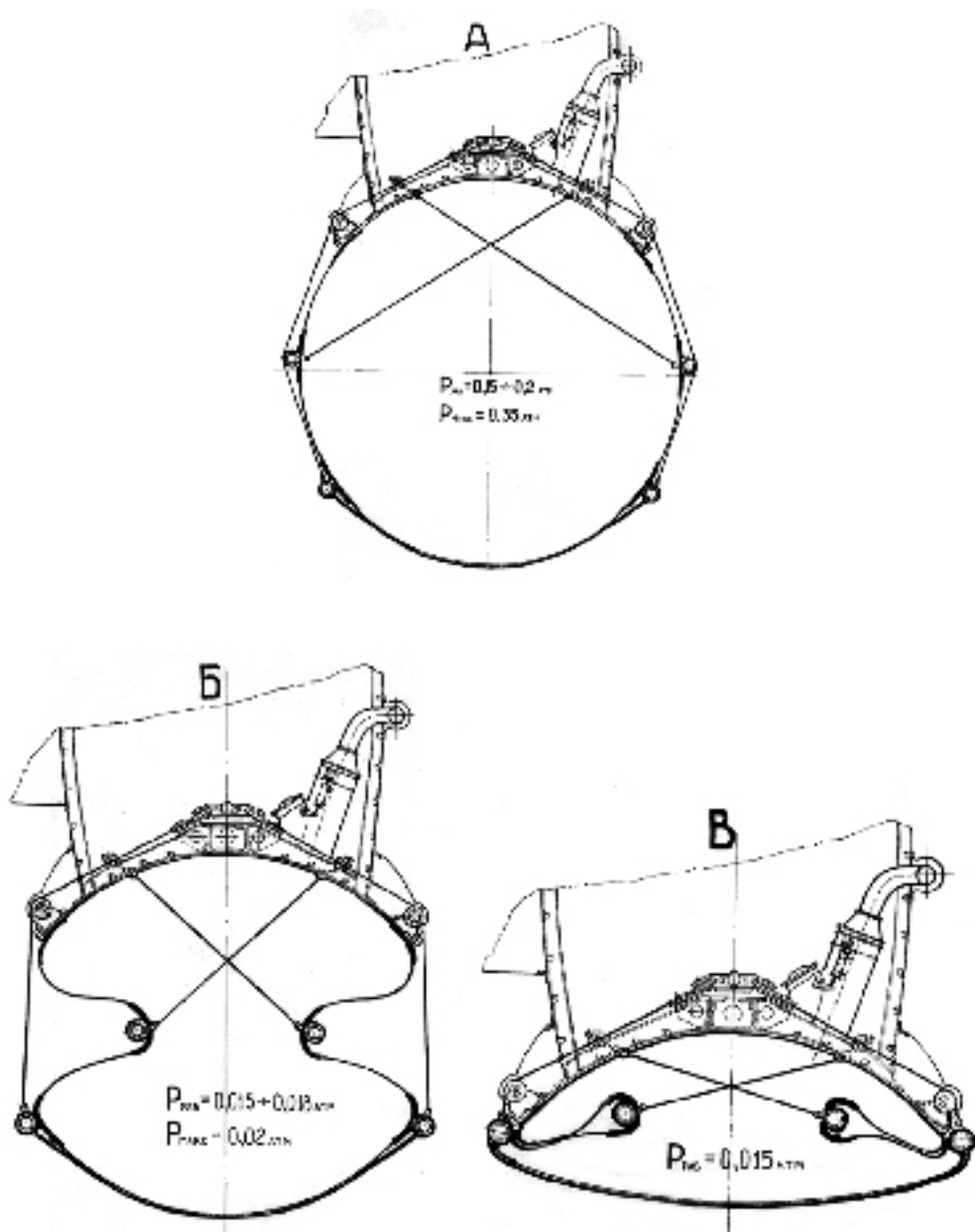


Рис. 7.3
Стадии уборки-выпуска ПВПУ

А — выпущенный баллон; Б — промежуточное положение; В — убранный баллон.

Сигналом для включения подкачки баллона при снижении давления в нём в результате неполной герметичности или охлаждения служило падение избыточного давления ниже $0,15 \text{ кг/см}^2$, а для её выключения — достижение значения $0,2 \text{ кг/см}^2$. При этом в воздухе подкачка осуществлялась периодическим включением «дожима» от маршевых двигателей, на плаву и при кратковременной стоянке — от компрессора вспомогательной силовой установки ТА-6 или от основной самолётной пневмосистемы высокого давления, а при длительной стоянке — передвижной наземной компрессорной установки. Избыточное давление внутри баллона в его выпущенном положении, которое могло возникать при больших внешних нагрузках, ограничивалось в пределах $0,35^{+0,05} \text{ кг/см}^2$. Для этого, а также для регулирования давления в процессе складывания баллона при уборке, в каждом его отсеке, наряду с эжектором, устанавливался управляемый двухпозиционный редуционный клапан. Сбрасывая излишки воздуха из баллона при его чрезмерном обжатии на посадке, этот клапан предотвращал возникновение эффекта «мячика», чем обеспечивал мягкое приземление самолёта.

Уборка баллонов осуществлялась при помощи системы тросов, приводимых в действие штанговым механизмом с силовым гидроцилиндром, путём сжимания и выдавливания из них воздуха с одновременным подтягиванием к днищу бортов отсеков. Вдоль бортов центральной части каждого баллона с равномерным интервалом устанавливались шесть пар тросов, закреплённых за нижние стрингеры. Каждая пара тросов, охватывая баллон с двух сторон, через ролики в бортовых гаргротах проходила внутрь бортового отсека, где замыкалась на штанговом механизме.

Основными элементами этого механизма являлись:

- многозвенная подвижная штанга, идущая вдоль всего бортового отсека над центральной силовой балкой его днища, со своими направляющими опорами, закреплёнными к балке;
- силового гидроцилиндра с цанговым замком, установленного в хвостовой части бортового отсека и соединённого со штангой;
- шесть неподвижных траверс с роликами и узлами крепления тросов, закреплённых на центральной балке днища бортового отсека на дистанциях, соответствующих расположению боковых тросов;
- шесть подвижных траверс с роликами, закреплённых на штанге.

Каждая пара этих неподвижных и подвижных траверс вместе с подвешенными к ней с двух бортов тросами, пропущенными через ролики обеих траверс и закреплёнными на неподвижной траверсе, составля-

ла полиспасть, обеспечивающий удвоение хода рабочей ветви каждого троса по отношению к ходу штока с подвижной траверсой.

К носовым узлам обеих законцовок баллона были закреплены ещё по одному тросу, которые крепились внутри бортотсека непосредственно к штангам механизма. При этом носовой трос, проходя через передний ролик на днище, получал от штанги прямое движение, а хвостовой трос, проходя через два задних ролика, получал обратный ход. В соответствии с размерами, формой и конструкцией баллонов ход боковых тросов при уборке требовался вдвое больше, чем носового и хвостового. Именно таким требованиям соответствовала система привода, которая, благодаря применению полиспастов для боковых тросов, обеспечивала скорость их движения вдвое большую, чем у тросов передней и задней законцовок. А это позволяло, во-первых, получить сравнительно небольшой рабочий ход силового гидроцилиндра и этим уменьшить его потребные размеры, а во-вторых, обеспечить одновременное равномерное подтягивание всех частей баллона к бортотсеку одним механизмом. Для сохранения устойчивой (выпуклой) формы баллона на всех стадиях уборки внутри него должно было сохраняться «давление формообразования». Поэтому процесс уборки начинался с переключения редуccionного клапана с избыточного давления $0,35^{0,05}$ кг/см² на давление 0,02 кг/см², и сразу же подавалось давление в силовой гидроцилиндр на втягивание тросов уборки. Под давлением тросов воздух из баллона вытеснялся в атмосферу через редуccionный клапан, баллон начинал сжиматься и складываться, но внутри него всё время поддерживалось давление не ниже 0,02 кг/см². В процессе уборки наружные троса, штанговый механизм и гидроцилиндр нагружались весом ПВПУ, давлением внутри баллона и отсасывающими аэродинамическими силами.

Для обеспечения однозначности формообразования при складывании, а также для увеличения жёсткости и устойчивости формы баллона в процессе уборки и выпуска применялась ещё одна тросовая система, т.н. система подтяга. В каждом из шести отсеков баллона на середине его длины устанавливались два троса, которые изнутри закреплялись к верхним наружным стрингерам и выводились в бортотсеки через его днище и гермовыводы в баллоне. При этом трос, закреплённый к левому стрингеру, выводился на правую сторону днища, а трос, закреплённый к правому стрингеру — на левую сторону. В бортотсеке троса из каждого отсека протягивались на роликах вдоль бортов в хвостовую часть, где замыкались на шестироликовых блоках двух полиспастов, соединённых с пневмоцилиндрами.

Пневмоцилиндры, заряженные воздухом под давлением, независимо от состояния баллона, создавали натяжение тросов и нагружали их, работая, как пневмопружины. В результате этого верхние стрингеры вместе с присоединёнными к ним участками оболочки имели постоянную тенденцию к втягиванию внутрь баллона. В наполненном состоянии этому противодействовало рабочее давление внутри баллона, которое пересиливало натяжение тросов. Однако при первых же признаках потери цилиндрической формы баллона под действием сжимающих усилий от тросов уборки и начала стравливания воздуха, стрингеры начинали перемещаться внутрь, опережая общую деформацию баллона и этим обеспечивая однозначность расположения складок оболочки в сложенном состоянии. Кроме того, постоянное натяжение участков оболочки в зоне верхних стрингеров от тросов подтяга увеличивало их жёсткость и способствовало повышению устойчивости формы баллона в полёте при воздействии потока воздуха. Цикл уборки заканчивался подтягиванием нижних стрингеров на упор к стыковочным профилям гаргротов бортоотсека и постановкой гидроцилиндра на цанговый замок. Этим замком через натянутые троса уборки баллон удерживался в убранном положении. Для сохранения в полёте жёсткой однозначной внешней формы убранных баллонов внутри баллонов поддерживалось «давление формообразования» путём подпитки воздухом от скоростного напора из воздухозаборников на бортоотсеках или периодическим включением «дожима».

При выпуске баллонов, который начинался снятием гидроцилиндра с цангового замка, переключением его на слив и включением системы на полнения, баллоны, раздуваясь под действием возрастающего внутреннего давления, вытягивали троса уборки и подтяга. При этом в гидроцилиндрах происходила перекачка жидкости в линию слива, а в пневмоцилиндрах — дополнительное сжатие воздуха в рабочей камере, что создавало сопротивление вытягиванию тросов и торможение раскрытия баллона. Противодействуя выпуску баллона, тросовые системы уборки и подтяга демпфировали этот процесс, а одинаковость хода всех тросов синхронизировала процесс наполнения, компенсируя возможные при этом колебания давления внутри отсеков.

Для управления режимами работы ПВПУ на самолёте была предусмотрена специальная полуавтоматическая электропневматическая система. Сигнализация и управление гидросистемой, сигнализация работы систем наполнения, «дожима», подпитки, подача команд на срабатывание органов управления осуществлялись электрической подсистемой. Выполнение самих

управляющих действий, таких, как включение и выключение эжекторов, переключение эжекторов и редукционных клапанов на разные режимы работы, включение и выключение подкачки баллонов и переключение её на разные источники сжатого воздуха, открытие цангового замка гидроцилиндра и т.п. осуществлялось исполнительными механизмами силовой пневмосистемы.

Выполнение рабочих чертежей систем ПВПУ, начатое в самом конце 1970 года, продолжалось в течение всего 1971 года. Совершенно новая, незнакомая и не имеющая аналогов конструкция требовала инициативного и нестандартного подхода. И конструкторы ОКБ проявили действительно незаурядные способности, изобретательность и упорство. Благодаря самоотверженному труду коллектива конструкторов КБ-5, среди которых особую роль играли такие работники, как Л.Г. Фартинов, О.Н. Букатин, В.С. Яскевич, Ю.П. Царько, А.Т. Хрущёв, Н.Н. Гайдаров, Н.И. Зубцов, Н.Н. Ильгнер и другие, комплекс систем ПВПУ был всё-таки спроектирован. Он оказался вполне работоспособным и достаточно надёжным, что позволило продемонстрировать принципиальные особенности и преимущества этого необычного амфибийного взлётно-посадочного устройства. Но этот вариант был ещё очень далёк от совершенства с его чересчур большим весом, сложностью и многодельностью систем, громоздкостью тросовых механизмов, большими энергозатратами, большим временем выпуска (30-40 сек) и уборки (15-18 сек) и трудностью обслуживания в эксплуатации. На этом варианте не был решён вопрос установки водяных рулей, не обеспечивалась возможность самостоятельного перемещения по аэродрому. Все эти недостатки намечалось устранить в процессе дальнейшей работы над созданием ПВПУ для боевого варианта самолёта. При этом оставалась актуальной задача использования принципа вакуумирования, а также упрощения конструкции и технологии изготовления баллонов путём применения перспективных эластичных материалов для их оболочки.

В результате некоторого оживления работ по самолёту ВВА-14, к концу 1970 года были выпущены чертежи на установку колёсного шасси со всеми доработками каркаса и систем и закончена отстающая до этого документация по электро-радио-навигационному, пилотажному, приборному и высотному оборудованию первого экземпляра самолёта. Вместе с этим были разработаны чертежи на лабораторные и наземные стенды по управлению, маршевой силовой установке, по гидравлике, электросистемам, по

аварийному покиданию, необходимые для начала лётных испытаний первого экземпляра.

Ещё с самого начала рабочего проектирования в первые два экспериментальных экземпляра самолёта была в соответствии с техническим проектом заложена полная идентичность их компоновки и конструкции. Оба экземпляра должны были изготавливаться по одним и тем же чертежам. После принятия решения о постройке первого экземпляра без подъёмных двигателей, проектирование его велось таким образом, чтобы одинаковость конструкции основных агрегатов сохранилась, места для неустанавливаемых узлов, агрегатов и систем оставались по возможности зарезервированными, а вместо комплексных систем для вертикального взлёта устанавливались упрощённые варианты аналогичных систем, обеспечивающие взлёт и полёт «по-самолётному». В результате такого подхода к конструкции технический облик первого экземпляра получил следующие основные отличия от облика самолёта по техпроекту (см. рис. 7.4):

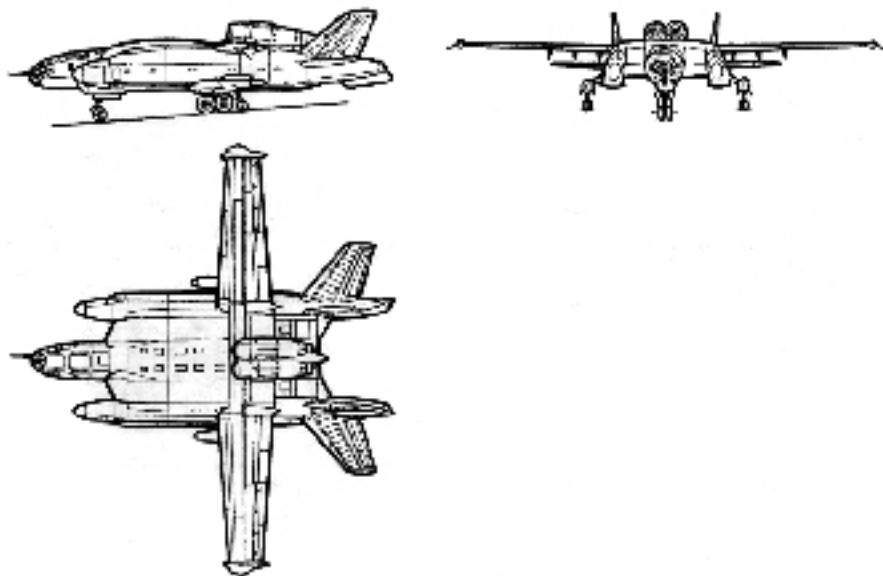


Рис. 7.4
Первый экземпляр ВВА-14 (изд. М1)

- На самолёте наряду с ПВПУ установлены колёсные шасси со своими системами уборки-выпуска, управления передней ногой и торможения основных колёс.

- Отсутствуют подъёмные двигатели, а также их входные и выходные устройства. Двигательные шахты в центроплане защиты сверху и снизу гладкими панелями.
- На маршевых двигателях вместо поворотных сопел установлены стационарные выхлопные сопла.
- Вместо электромеханической системы управления газом подъёмных и маршевых двигателей, механизацией входных и выходных устройств и поворотными соплами установлена упрощённая механическая система управления газом маршевых двигателей.
- Вместо комплексной топливной системы, обслуживающей обе силовые установки, ВСУ и камеры дожигания струйников, установлена упрощённая система питания маршевых двигателей и ТА-6 с ограниченной ёмкостью топливных баков.
- Отсутствуют масляная и противопожарная системы подъёмных двигателей.
- Не установлены струйники и система подвода к ним сжатого воздуха. Места установки струйников закрыты стационарными обтекателями и гаргротами.
- Вместо единой гидромеханической системы управления струйниками и аэродинамическими рулями и вместо комплексной автоматической системы балансировки, стабилизации и управления самолётом и его двигателями установлена бустерная система управления аэродинамическими рулями.
- Отсутствует механизация нижней поверхности центроплана. Вместо передних балансировочных и задних взлётно-посадочных щитков установлены стационарные панели.
- В кабине пилотов на приборных досках и пультах управления предусмотрены места, но не установлены индикаторы, приборы контроля, блоки и рычаги управления агрегатов и систем, связанных с вертикальным взлётом.
- В среднем отсеке центроплана (в грузовом и бомбовом отсеке), часть которого занята основной стойкой шасси, размещён агрегат ВСУ ТА-6 и смонтирован комплекс испытательной аппаратуры.

Такие изменения технического облика и комплектации первого экземпляра самолёта привели к существенным изменениям его весовой сводки по сравнению с техническим проектом. Теперь эта сводка, при подсчёте веса по рабочим чертежам, выглядела следующим образом (Таблица 7.1)

Сравнительная весовая сводка

	Агрегаты и системы		Техническ. проект	М1
			Номиналь- ный вес	Номиналь- ный вес
I	Планер + доработка под шасси		-	18181
	1	Шасси с доработкой корпуса и бортовсексов	-	5000
	2	Планер	10743	13181
	1	Центроплан + доработка под шасси		9297
		1 Центроплан	6060	6997
		2 Доработка под шасси	-	2300
		2 Кабина экипажа	510	629
		3 Корпус + доработка под шасси	-	4590
		1 Корпус	2030	2850
		2 Доработка под шасси	-	1740
		4 Бортотсеки + доработка под шасси	-	2810
		1 Бортотсеки	2210	2250
		2 Доработка под шасси	-	560
		5 Съёмные носки	70	78
		6 Кессон ОЧК	1000	1033
		7 Хвостовой отсек	240	157
	2	ОЧК	1750	2174
	3	Оперение	920	918
	4	ПВПУ + колёсное шасси	-	5792
		1 ПВПУ	2013	3092
		2 Колёсное шасси	-	2700
II	Силовая установка		13046	6173
	1	Маршевые двигатели, капоты и детали установки	4215	4227
	2	Подъёмные двигатели, детали установки	4351	-
	3	Створки воздухозаборников, наружные и внутренние кожуха	754	-
	4	Решётки и створки на выходе	1240	-
	5	Топливная система	800	750
	6	Установка ТА-6	346	346
	7	Противопожарное оборудование, управление двигателями, система запуска, масляная система	1340	850

	Агрегаты и системы		Техническ. проект	М1
			Номиналь- ный вес	Номиналь- ный вес
III	Оборудование		11495	4347
	1	Управление	700	807
	2	Струйное управление	1040	-
	3	Гидросистема	860	680
	4	Пневмосистема	700	605
	5	Электрооборудование	1780	1051
	6	Пилотажно-навигационное оборудование	500	197
	7	Радиолокационное оборудование	1050	245
	8	Кислородное оборудование	28	28
	9	Отопление и вентиляция	110	111
	10	Противообледенительное оборудование	170	188
	11	Кресла экипажа	346	346
	12	Госопознавание	200	71
	13	Комплекс ППС	1800	-
	14	Морское, вспомогательное, спасательное оборудование, оборонительное вооружение, автоконтроль, несъёмное Б.В.	2211	18
IV	Снаряжение и служебная нагрузка		540	240
	1	Экипаж	160	160
	2	Снаряжение экипажа	51	51
	3	Масло	329	30
V	Пустой самолёт		35284	28701
VI	Снаряженный самолёт		35824	28941
VII	Топливо		14176	4500
VIII	Боевая нагрузка		2080	1559
IX	Взлётный вес		52000	35000
X	Полная весовая отдача		0,31	0,17

Изменения весовой сводки произошли практически во всех её разделах. При этом оборудование и силовая установка стали легче, а планер утяжелился. Так, по оборудованию вес снизился на 7148 кг. Это произошло, во-первых, за счёт того, что первый экземпляр превратился фактически в летающую лабораторию, и на нём не было необходимости устанавливать такое специальное оборудование, как комплекс ППС, оборонительный комплекс, аэростат-ретранслятор, несъёмное Б.В, систему автоконтроля и можно было ограничиться неполной комплектацией пилотажно-навигаци-

ционного, радиолокационного оборудования, а также частичным набором аппаратуры госопознавания (это даёт снижение веса на 5158 кг), а во-вторых, за счёт неустановки на самолёт струйного управления (снижение на 1040 кг), а также отсутствия на самолёте подъёмной силовой установки, что несмотря на введение колёсного шасси и силовой системы уборки и выпуска ПВПУ, всё-таки упрощает и облегчает электро-, гидро- и пневмосистемы самолёта (снижение ещё на 951 кг). Силовая установка облегчилась ещё на 6873 кг за счёт отсутствия подъёмной силовой установки (снижение на 6343 кг) и упрощения в связи с этим таких систем, как противопожарная, топливная, система запуска и управления двигателями (ещё 530 кг). При этом, несмотря на то, что с самолёта сняты поворотные сопла маршевых двигателей, вес этой силовой установки даже немного вырос, т.к. реальная конструкция гондол, капотов и пилонов оказалась тяжелее планируемой. Планер самолёта стал тяжелее на 7438 кг. Это произошло, во-первых, за счёт установки колёсного шасси, что увеличило вес на 5000 кг (2700 кг — собственно шасси, и 2300 кг — усиление корпуса и бортов отсеков под его крепление), а во-вторых, за счёт утяжеления конструкции каркаса и ПВПУ в связи с неоптимальной силовой схемой корпуса, несколько завышенными внешними нагрузками, принятыми в расчётах прочности, и более детальной, предметной и полной, чем в техпроекте, проработкой конструкции.

Учитывая, что первый экземпляр самолёта предназначен для исследования и отработки его аэродинамических особенностей и что в связи с этим ему не требуется большая дальность и продолжительность полёта, а его грузоподъёмность может быть ограничена только контрольно-записывающей и испытательной аппаратурой, взлётный вес этого экземпляра был установлен в 35000 кг при запасе топлива в 4500 кг. Такой взлётный вес обеспечивал повышенную тяговооружённость маршевой силовой установки ($\sim 0,4$), а это существенно увеличивало безопасность и маневренность при проведении лётных испытаний, что, учитывая неизученность схемы самолёта и возможность возникновения непредвиденных ситуаций в процессе этих испытаний, было совсем не лишним.

4

После завершения выпуска рабочих чертежей на первый экземпляр самолёта конструкторские бригады ОКБ приступили к разработке документации на второй экземпляр, который должен был выполняться уже в варианте вертикального взлёта и посадки. Одинаковость конструкции ос-

новых агрегатов планера двух первых экземпляров и довольно подробная проработка единой компоновки самолёта на этапе технического проекта упростили эту задачу. Параллельно с выпуском чертежей на первый экземпляр выполнялась примерная привязка к конструкции планера основных элементов агрегатов и систем, связанных с вертикальными режимами полёта, о технических параметрах и возможных конструктивных решениях которых к тому времени уже было какое-то представление и, по мере возможности, проводилось резервирование мест для их установки. Благодаря этому работа по второму экземпляру существенно упрощалась и сводилась к непосредственной окончательной разработке и увязке принципиальных и конструктивных схем этих систем и агрегатов, конструированию новых элементов, уточнению их привязки к уже существующей конструкции и установке в предусмотренных для этого местах с одновременной доработкой, при необходимости, каркаса самолёта и его систем. Для выполнения этой работы необходимы были чёткие рекомендации по формулированию окончательных конструктивных решений, которые можно было получить только из экспериментов. Поэтому, наряду с проектированием, шла работа по обеспечению, обработке и анализу результатов модельных и стендовых исследований, проводимых в тот период одновременно в нескольких лабораториях ЦАГИ, СибНИА и на Геленджикской базе.

В период 1970 — 1971 года по программе самолёта ВВА-14 работал целый ряд смежных предприятий и организаций. На серийном заводе имени Димитрова проводились работы по постройке корпусов первых экземпляров самолёта и оснастка для ОКБА, в ОКБ Колесова — по проектированию подъёмных двигателей, в ОКБА Пушкина и на Ярославском заводе «Резинотехника» — по созданию баллонов для ПВПУ, в ОКБ Успенского — по разработке автоматической системы управления самолётом и автопилота для вертикальных режимов, в других опытных организациях — по разработке системы аварийного покидания, системы запуска подъёмных двигателей, системы контроля работы силовых установок и целого ряда других систем, оригинальных устройств и приборов для нашего самолёта, в ряде научно-исследовательских институтов — по теоретическим исследованиям и продувкам моделей. Все эти работы требовали особого внимания.

По заводу им. Димитрова необходимо было обеспечивать оперативное устранение ошибок в документации, решение вопросов по производственным дефектам, проведение технических консультаций, контроля за качеством изготовления, за своевременным заказом и получением материалов, за правильностью разработки техпроцессов и т.п. Все эти работы организовыв-

вал и выполнял ведущий по производству самолёта ВВА-14 Константин Гаврилович Тюрников, очень опытный конструктор, работавший с Р.Л. Бартини ещё в конструкторском бюро завода им. Димитрова в 1968 году в качестве начальника отдела планера. Этот энергичный, инициативный и очень добросовестный человек с самого начала был сторонником самолёта ВВА-14 и очень уважительно относился к Роберту Людвиговичу. Он хорошо знал как производство серийного завода, так и опытное производство ОКБ, поддерживал давно налаженные рабочие контакты с начальниками цехов, участков, со многими мастерами и работниками ОКБ. Он наладил деловую непосредственную связь конструкторов с производством, что обеспечивало оперативное решение всех текущих технических вопросов в процессе постройки самолёта. На мою долю приходились, в основном, только «политические» вопросы, связанные со сроками, объёмами работ и с их перераспределением между заводами, которые могли решаться только на уровне директоров или главных инженеров, а иногда даже только на уровне министерства.

Работами по ВВА-14 в ОКБ Константинова в период 1970-1971гг. были заняты практически все конструкторские, лабораторные и производственные подразделения. Но работы шли значительно медленнее, чем того требовали сроки, установленные правительством, и чем хотелось бы. Причинами этого были, конечно, и такие объективные факторы, как неизученность заложенных в самолёт идей, большая сложность и новизна его конструкции, а также, как мне стало ясно по ходу работы, слабая экспериментальная база и недостаток конструкторских и производственных мощностей. Но противодействие руководителей ОКБ оставалось главным тормозом, с которым теперь столкнулся и я.

Проектирование любого самолёта, а особенно такого сложного, как ВВА-14, требовало постоянной координации работ, конструктивной и организационной увязки между разными подразделениями, что и входило в мои обязанности. Однако в первые месяцы работы в Таганроге, пока коллектив ОКБ присматривался ко мне, проверяя меня на компетентность и на твёрдость характера, большинство моих организационных решений и указаний не принимались к исполнению без подтверждения их лично Константиновым. А он был постоянно занят, избегал контактов со мной. По большинству вопросов он был абсолютно не в курсе дела, поэтому, даже если удавалось к нему прорваться, — подробно растолковывать незнакомые ему вещи и добиваться его согласия было очень трудно. Вопросы, от которых часто зависела целая цепочка дальнейших работ, безнадёжно зависали, целые подразделения начинали буксовать, шли сбои и остановки проектирования.

Меня это категорически не утомляло. Но не устраивало это и большинство работников ОКБ, которые с интересом относились к самолёту ВВА-14 и которым нужна была спокойная, стабильная, созидательная работа, а не политические игры, так нервнирующие весь коллектив. Поэтому через некоторое время ситуация внутри конструкторских подразделений изменилась. Когда начальники отделов и бригад почувствовали положительный результат от моего участия в процессе проектирования, когда у них возникло доверие к моим предложениям и решениям, удалось наладить прямые деловые контакты со всеми основными конструкторскими подразделениями (за исключением КБ-4, с которым мы так никогда и не могли найти общий язык). Постепенно мои решения по всем конструкторским и большинству оперативных вопросов, возникающих внутри и между подразделениями, стали приниматься их руководителями непосредственно от меня без всяких возражений и волокиты. Искусственная блокада процесса проектирования стала ослабевать. Но совсем снять её не удалось. По крупным вопросам не только мои, но и решения самого Бартини подвергались ревизии, требовали санкции Константинова и всячески тормозились. Были даже случаи, когда указания Роберта Людвиговича принимались к исполнению, а потом, по закуливному распоряжению Константинова, отменялись, или при его молчаливом согласии игнорировались. Были и прямые отказы некоторых начальников КБ выполнять такие решения и распоряжения.

Среди других приёмов, эффективно тормозящих работы по ВВА-14 и наносящих большой вред делу, были искусственные задержки командировок. Якобы существующие лимиты распространялись преимущественно на наших работников, что портило отношения с многочисленными разработчиками специальных систем и оборудования. Препятствия легко снимались во время моих поездок в Москву, но потом возобновлялись.

Ещё больший вред наносило манипулирование с финансовым обеспечением. Новые заявки на финансирование подавались в министерство из расчёта прошлых затрат, которые искусственно занижались, без учёта необходимого роста объёмов и номенклатуры. Разобравшись с этим «механизмом», мы натолкнулись на «подрывные» закулисные комбинации при распределении средств уже внутри ОКБ. Под различными предложениями необоснованно ограничивались средства в тех подразделениях, где в тот момент проводились самые важные и срочные работы по ВВА-14, искусственно задерживалось перечисление денег организациям-разработчикам систем, задерживалась оплата заказанных материалов и т.п.

Но самый большой вред нашему делу наносил своими действиями сам А.К. Константинов. Он много раз выступал перед МАПом, обкомом и Генеральным заказчиком в лице Главкомов Кутахова, Томашевского, генерала Селянинова и др. о необходимости свёртывания и полного прекращения работ по тематике Роберта Людвиговича, мотивируя это её неперспективностью и неправильностью технического направления этих работ. Непосредственно руководя КБ-4, он направлял его работу на опровержение предложенных Р.Л. Бартини новых принципов, на дискредитацию его концепции. Энергия ведущих работников этого КБ направлялась не на творческий поиск нужных решений, а на доказательство несостоятельности предложений Роберта Людвиговича. Проводилась линия на лишение «чужого» Главного конструктора творческой поддержки со стороны коллектива.

В то же время А.К. Константинов усиленно искал темы для собственных разработок и лихорадочно хватался за любые предложения, которые для него готовили Зданевич и Кравцов. Безо всякой предварительной оценки эти предложения пускались сразу в широкую эскизную проработку. Кроме того, что весь коллектив КБ-4 был постоянно занят этими работами, к разработке каждого из этих предложений на самой его начальной стадии, когда ещё не сформулирован даже самый общий облик объекта, привлекались большие силы специалистов из других КБ для конструктивной проработки. Сразу же запускался в работу целый ряд не только параметрических, но и исполнительных моделей, проектировались и строились различные макеты и т.п. Каждый раз такая работа объявлялась и преподносилась всему коллективу (на совещаниях, активах, партийных собраниях, парткомах, партконференциях) как самая важная и первостепенная, на неё беспрепятственно выделялись необходимые деньги и материальные ресурсы, вокруг неё создавался ажиотаж. После того, как становилось понятным, что разрабатываемое предложение никому не нужно, всё сделанное с такими затратами выбрасывалось, ему на смену появлялось новое подобное предложение, и весь процесс повторялся.

Такие судорожные действия А.К. Константинова, продолжавшиеся при мне в течение трёх с половиной лет, вплоть до получения им задания по темам «Орёл» и «А-50», не приносили ему ожидаемого результата, но создавали нервную, напряжённую обстановку во всём коллективе ОКБ и явно вредили работам по самолёту ВВА-14.

Лучшей иллюстрацией к обстановке, в которой приходилось работать, может служить письмо, направленное Робертом Людвиговичем в июле 1970 года в министерство и в партийные органы. Привожу его полный текст.

«Начальнику 6-го ГУ МАП
тов. БОЛБОТУ А.В.
копия: ЦК КПСС ОБОРОННЫЙ ОТДЕЛ
тов. РЕДЬКИНУ Н.К.
копия: СЕКРЕТАРЮ ОБКОМА КПСС
тов. ВИШНЯКОВУ В.И.

Неблагоприятная для выполнения задания «М» на Таганрогском Машиностроительном заводе обстановка, вытекающая из той организационной несостоятельности, о которой многократно было доложено Министру тов. Дементьеву П.В. и Вам — продолжает усугубляться.

Совмещение обязанностей Главного конструктора завода и ответственного руководителя предприятия с принципом единоначалия невозможно, если эти функции выполняются двумя отдельными лицами без соответствующей организационной структуры, чётко определяющей права и обязанности всех должностных лиц предприятия. Наличие на заводе двух Главных конструкторов, из которых один является в то же время Ответственным руководителем предприятия — ставит работу другого Главного конструктора в неизбежно дискриминационное положение, в котором становится возможным, к примеру:

научно-технический совет имеется при одном из Главных конструкторов, а другой Главный конструктор (второго сорта) является лишь членом НТС первого. Когда по работе мне понадобилось создать НТС для обсуждения вопросов по выполняемой мною теме, мне отвечают: нельзя создать НТС, придётся подождать, пока другой Главный конструктор не вернётся (из командировки или отпуска), НТС при нём, а не при Вас.

Если в рабочем порядке я провожу техническое совещание и оформляю свои указания по обсуждаемым вопросам через протоколы этих совещаний, то — даже при полном согласии с принятым решением — ряд сотрудников делают приписку к протоколу, имеющую смысл такой: это филькина грамота, Ваше распоряжение выполнять не будем, пока второй Главный конструктор, Ответственный руководитель не утвердит эти протоколы или не даст свои соответствующие распоряжения как единоначальник. В частности, зам Главного конструктора тов. Кудзиев Харитон Дзиевич эти мысли высказал мне в довольно дерзкой форме, и последующие мои резолюции просто отказался принять к сведению.

Так как я лишён возможности упорядочить эти положения — и даже своих заместителей т.т. Погорелова Н.А. и Симонова И.П. не могу ни поощрить, ни наказать (неизвестно даже, являются ли они моими заместителями или заместителями второго Главного конструктора) — прошу Вас в самой решительной форме пресечь дезорганизацию по порученному делу.

Обращаю Ваше внимание, что и по перспективной тематике в такой обстановке невозможно развернуть запланированные работы. Из всего перспективного проекта (одобренного Вами около года тому назад), «авторами» перерисовываются без моего ведома отдельные темы и рассылаются в высокие инстанции (в ЦК, Главкомаш), выдавая их как свои проекты. Так поступать можно только с одним из Главных конструкторов, администрацию это, по-видимому, устраивает.

Больше того — бывали случаи прямого перехвата переписки заказчика по выдвинутым мною новым темам и — за моей спиной — перевод вопроса в сферу работы второго Главного конструктора, Ответственного руководителя подразделения.

Из-за до сих пор неупорядоченного положения с Ухтомским филиалом договорные работы по всей тематике проходят со всякими задержками. Для возможности проведения

работ по моей тематике Ухтомский филиал совершенно необходим, второму Главному конструктору такой Филиал совершенно не нужен, поэтому видно стремление свести работу Филиала к нулю, и потом его прикрыть. До сих пор не удалось добиться разрешения Филиалу пользоваться тренажёром и электронной аппаратурой Ухтомского вертолётного завода для проведения совершенно неотложных работ по теме «М». Несмотря на то, что эта аппаратура в своё время была приобретена на средства, ассигнованные на тему «М».

Все эти трудности вытекают автоматически из самой структуры, несоответствующей ситуацией, созданной на предприятии наличием двух Главных конструкторов, из которых один — Ответственный руководитель. Это мало зависит от личных качеств должностных лиц — так было с темой «М» в 1965 году у тов. Бериева Г.М, так было в 1965-1968 годах у тов. Камова Н.И, так происходит и сейчас у тов. Константинова А.К.

Очевидно, что при параллельном проведении тематики двух Главных конструкторов на одном предприятии, руководить предприятием не должен ни один из этих Главных конструкторов — а третье лицо — ответственный руководитель, организатор, а не автор или соавтор никаких тем — о чём я докладывал многократно.

Вновь сформулирую коротко свою позицию по затронутым вопросам:

Считаю ошибочной и вредной концепцию, что морская авиация стала ненужной. Стала ненужной старая «реданная» гидроавиация, а новая — «вертикально-амфибийная и экранная» будет иметь исключительно большое значение как для обороны, так и для народного хозяйства Союза. Ошибочно и вредно работы, направленные для решения этой задачи, сужать или зарубить, эти работы надо расширить за счёт менее важных в настоящее время дел.

Ошибочно и вредно организацию авиационных гидростроителей Таганрогских ТМЗ, где накоплен 50-летний опыт, увести от морского строительства, заставить их забыть то, что ни один другой коллектив делать не в состоянии и заставить их научиться тому, что все остальные коллективы отлично умеют делать. Таганрогские ТМЗ следует освободить от всякой несвойственной им сухопутной тематики и загрузить только морским строительством. Сухопутную необоронную тематику лучше и быстрее могут выполнить заводы, освоившие такой профиль, подготовленные к такому производству.

Современную технику развивать в раздробленных, кустарных условиях невозможно. Целесообразно укрупнить и объединить два одинакового профиля Таганрогских ТМЗ, находящихся в одном министерстве, в одном Главке, на одной площадке (даже заборов нет), строящие сообща одни и те же машины.

Обеспечить рентабельную работу крупного предприятия один автор, один Главный конструктор не в состоянии. На укрупнённом опытно-серийном комбинате должны параллельно работать несколько Главных конструкторов, занятых, в основном, вопросами техники, а не администрирования. Такими предприятиями должен руководить директор, а не конструктор.

Порученное мне приказом и своей собственной совестью дело я буду выполнять и впредь без гонора и претензий, но настоятельно прошу Вас содействовать улучшению условий, в которых эта работа проводится.

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР ТАГАНРОГСКОГО
МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОГО ЗАВОДА

(БАРТИНИ Р.Л.)»

Это письмо — только одна из многочисленных попыток Роберта Людвиговича вырваться из тупикового положения, создавшегося вокруг его работ, основной причиной которого он считал несовершенство не только

организационной структуры Таганрогского ОКБ, но и всей системы организации разработки и постройки новых опытных самолётов, действующей в отечественной авиапромышленности.

И это очередное письмо осталось, конечно же, без ответа, так же, как и отдельно оформленное и направленное в правительство предложение о слиянии ОКБ Константинова с заводом им. Димитрова (известно, что это предложение официально рассматривалось в МАПе, но было отклонено).

Никаких существенных организационных и структурных изменений по улучшению обстановки вокруг работ Бартини министерством не предпринималось, и нам ничего не оставалось, как продолжать работать в условиях «героического преодоления» всех этих искусственных трудностей. К сожалению, на это преодоление уходило очень много сил, нервной энергии и, главное, времени, которого у нас уже и так не хватало. Доходило до открытого «выяснения отношений» в процессе «мужского» разговора, часто довольно эмоционального, а иногда даже переходящего в настоящие «рыцарские турниры» в кабинете Константинова с применением ненормативной лексики.

Но труднее всего было бороться с хорошо отрежиссированной обезличенной бюрократической волокитой, когда решения, уже принятые всеми к исполнению, под всевозможными предлогами затягивались, откладывались, незаметно уводились из поля зрения, а потом, при проверке, оказывались неизвестно по какой причине и по чьей вине невыполненными. Непрерывная борьба с этой тягучей, засасывающей волокитой особенно изматывала, а порой просто выводила из равновесия. Атмосфера враждебности угнетала, заставляла всё время ожидать любых подвохов, создавала состояние постоянной внутренней напряжённости, а унижительное чувство собственного бессилия, возникающее иногда от невозможности преодолеть неослабевающее ежедневное противодействие, вызывало желание буквально физической расправы над её организаторами.

Характерной была реакция на события и обстановку вокруг самолёта ВВА-14 со стороны партийной организации ОКБ. Партийная организация формально проводила периодический контроль над состоянием дел, но не была заинтересована, как стало очевидно, ни в публичном выяснении истинных причин регулярного отставания, ни в объективном анализе нездоровых отношений между двумя Главными конструкторами.

Теперь-то я хорошо понимал, почему ушёл мой предшественник В.И. Бирюлин, что заставило этого ответственного человека бросить на полпути дело, в которое он вложил так много сил.

Время шло, а наша работа в Таганроге по самолёту ВВА-14 продвигалась очень медленно. К сожалению, к этому времени ситуация в 6-ом Главке изменилась не в нашу пользу. Начальник опытного отдела Р.С. Король, благодаря которому в 1970 году был совершён некоторый прорыв, к середине 1971 года постепенно потерял своё влияние на ход событий. Основную роль в этих вопросах стал играть заместитель начальника Главка В.Т. Иванов. Этот чиновник не понимал идей Роберта Людвиговича и негативно относился к любым его техническим предложениям. При его участии в ход пошли интриги.

Одной из них в июне 1971 года стало моё назначение первым заместителем Главного конструктора — заместителем ответственного руководителя таганрогского ОКБ, то есть А.К. Константинова.

На первый взгляд, это действительно выглядело как повышение внимания к работам Главного конструктора Бартини. Но по существу назначение, которое происходило с ведома Бартини, но против воли Константинова, привело только к обострению напряженности. Конечно же, А.К. Константинов воспринял моё назначение враждебно, увидев в этом опасность потери своей единоличной неограниченной власти, и сделал всё возможное, чтобы не допустить меня к управлению предприятием.

Воевать с ним за власть совсем не входило в мои планы, в таганрогском ОКБ меня интересовала исключительно только тематика Р.Л. Бартини. Но, отчётливо представляя, какой вред нашему делу принесёт ещё более жёсткая конфронтация, я решил ещё раз попытаться найти общий язык, разработал и предложил ему план по более полному использованию конструкторского и производственного потенциала ОКБ, по рациональному перераспределению его между работами обоих Главных конструкторов для обеспечения одновременного эффективного их выполнения.

Как и ожидалось, предложения мои были отвергнуты.

Но окончательно отношения испортились после совершенно неожиданного для всех, в том числе, и для меня, предложения Роберта Людвиговича, с которым он выступил перед руководством МАПа в начале 1972 года, о лишении А.К. Константинова функций ответственного руководителя таганрогского ОКБ и о передаче этих функций мне. Р.Л. Бартини не мог не понимать, что такое предложение совершенно нереально, что оно ещё

больше усложнит наше положение в Таганроге. Так оно и вышло. Конечно, никто не собирался менять А.К. Константинова, а он, узнав об этом, буквально «озверел». В результате работать стало ещё труднее, чем раньше.

Что двигало Бартини? Возникшая иллюзия, что можно развить инициативу Главка с моим повышением и полностью взять ситуацию под контроль? Или, напротив, опасение потерять союзника? Возможно, узнав от меня же о моей попытке наладить деловые отношения с А.К. Константиновым, он решил пресечь любые компромиссы между нами? Эту версию поддержал и Р.С. Король, который шутя напомнил мне, что я имею дело с потомком итальянских вельмож, у которых коварство в крови. Коварство против бюрократии...

Очевидно, Р.Л. Бартини мог быть и таким.

2

И всё-таки общими усилиями сторонников Роберта Людвиговича, которых в конструкторских подразделениях и в опытном производстве было гораздо больше, чем противников, строительство самолёта ВВА-14 медленно, но двигалось вперёд.

К началу 1971 года, когда в производство были запущены чертежи по установке колёсного шасси, изготовление корпуса первого экземпляра самолёта находилось уже на стадии ступельной сборки. Руководства завода настаивало на том, чтобы эта доработка делалась силами опытного производства уже после выемки корпуса из ступеля. Но так как установку новых силовых узлов для крепления шасси можно было произвести только в сборочном ступеле, а это требовало доработки самого ступеля и остановки всех работ в нём до изготовления новых деталей и узлов, договорились о совместных усилиях. Хотя это решение ещё больше затягивало ступельную сборку, но обеспечивало необходимое качество доработки и в общем сокращало сроки.

В июле 1971 года доработка под шасси в ступеле была закончена, в августе корпус был вынут из ступеля, а в сентябре 1971г. после выполнения объёма внеступельных работ передан в ОКБ (с отставанием от директивного министерского срока почти на десять месяцев!). Работы по остальным агрегатам самолёта тоже сильно отставали. Но к моменту получения от серийного завода первого корпуса каркасы консолей крыла и хвостового оперения были закончены сборкой. Это позволило в октябре 1971 года начать работы по стыковке агрегатов планера первого экземпляра.

К этому времени был приобретён и первый комплект колёсного шасси. Хотя Казанский авиазавод, где они изготавливались для строящихся здесь Ту-22, отказал нам в их поставке, министерство не настояло, а строить опоры шасси Ту-22 и М-4 у себя на опытном производстве (что в принципе было возможно, т.к. мы обладали комплектом рабочих чертежей) было совершенно нерационально.

Решение нашлось после моего визита к Главному инженеру ВВС генерал-лейтенанту В.В. Филиппову. Я был знаком с этим на редкость эрудированным, энергичным и деловым генералом ещё со времени работы в ОКБ О.К. Антонова. Рассказав ему о работах по ВВА-14 и о наших трудностях, я попросил его выделить для нас нужные нам опоры шасси из имеющихся в распоряжении инженерных служб ВВС комплектов запасных частей. Несмотря на то, что самолёт ВВА-14 не имел к его ведомству никакого отношения, т.к. был морским самолётом и проходил по службам авиации ВМФ, генерал Филиппов согласился нас выручить. И к концу июля 1971 года мы получили переднюю и одну основную стойки шасси Ту-22 и две стойки (правую и левую) с гондолами и электромеханизмами уборки-выпуска крыльевых опор самолёта М-4, т.е. полный комплект нужных нам опор для первого экземпляра самолёта. Они как раз успели к этапу внестапельной сборки корпуса, на котором было проведено согласование узлов навески шасси и крепления элементов их механизации с натурными экземплярами опор.

После выемки из сборочных стапелей основных агрегатов планера первого экземпляра самолёта, несмотря на возражения Панина, который продолжал настаивать на ограничении этим этапом вообще всех работ, была начата закладка в стапеля второго комплекта деталей, запущенных и изготавливаемых одновременно с первым. Этот комплект предназначался для постройки самолёта для статических прочностных испытаний, который, в соответствии с постановлением правительства, должен был быть создан раньше второго лётного экземпляра.

Однако длительный цикл изготовления каждого из экземпляров и неблагоприятная обстановка вокруг задания по самолёту ВВА-14 заставили нас принять решение о смене очередности постройки последующих экземпляров: сначала строить второй лётный экземпляр, а экземпляр для статических испытаний перенести на более поздний период.

Во избежание полной остановки проекта мы хотели как можно быстрее подойти к определяющему этапу экспериментальной проверки заложенных в самолёт принципиально новых технических решений, а именно, к испытанию режимов вертикального взлёта и посадки.

Правомочность же проведения цикла лётных испытаний первого и второго экземпляров самолёта без получения результатов прочностных испытаний мы обосновывали тем, что, во-первых, оба лётных экземпляра должны будут пройти силовую обтяжку каркаса перед началом полётов, во-вторых, на обоих экземплярах будет проводиться тензометрирование силовых агрегатов, позволяющее наблюдать в ходе испытаний за уровнем напряжений в элементах конструкции по мере наращивания нагрузок, в-третьих, возможностью введения ограничений по скорости и перегрузке при полётах на особо нагруженных режимах, и в-четвёртых, тем, что при проектировании в конструкцию каркаса была заложена избыточная прочность.

Замена очередности экземпляров самолёта на начальной стадии их изготовления прошла безболезненно, так как по конструкции каркаса все они были совершенно одинаковы. Весь комплект ранее изготовленных деталей для экземпляра статических испытаний полностью подошёл и для каркаса второго лётного экземпляра. На стадии стапельной сборки агрегатов смена назначения экземпляра, собираемого из этого второго комплекта деталей, сводилась только к изменению его названия и к перемаркировке его сборочных единиц.

А вот для дальнейших работ необходимо было параллельно с проведением стапельной сборки начинать изготовление комплекта новых деталей, узлов и сборок, связанных с установкой подъёмных двигателей и систем, обеспечивающих вертикальный взлёт, которые в процессе общей сборки этого самолёта должны будут наращиваться на унифицированный каркас планера. Часть конструкторской документации на эти узлы и системы уже была выпущена. По ней опытное производство с октября 1971 года приступило к изготовлению деталей. Но по таким системам, как подъёмная силовая установка, как системы балансировки, стабилизации и силового управления конструкторские работы в тот период ещё продолжались. Их ход зависел от результатов экспериментальных исследований и опытных отработок, проводимых на моделях. По мере получения таких результатов принимались окончательные конструктивные решения по отдельным элементам этих систем и выпускались их рабочие чертежи.

По подъёмной силовой установке в начале 1972 года все продувки специальных моделей по изучению её аэродинамики и по отработке отдельных вариантов компоновки были завершены. К середине года полный комплект документации на подъёмно-маршевую и подъёмную силовые установки второго экземпляра самолёта был запущен в производство.

А вот работы по конструированию систем балансировки, стабилизации и управления, наиболее сложных и ответственных, требовавших большого объёма исследований при помощи математического моделирования на стендах-тренажёрах, продолжались ещё в течение всего 1972, большей половины 1973 и частично в 1974г.г.

3

В процессе поиска и отработки оптимального решения подъёмной силовой установки был сформулирован ряд типовых рекомендаций по возможным конструктивным решениям основных элементов таких силовых установок применительно к самолётам типа ВВА-14. Такими элементами являются:

- входные устройства с воздухозаборниками и их механизмами;
- выходные устройства с поворотными решётками и нижними створками;
- механизмы управления этими устройствами;
- системы запуска, управления и контроля работы подъёмных двигателей.

К воздухозаборникам и входным устройствам подъёмных двигателей, расположенным на верхней поверхности несущего центроплана, предъявляются следующие требования:

- так как подъёмные двигатели работают только на взлёте и посадке, а на всех остальных этапах полёта выключены, входные устройства должны герметично закрывать воздухозаборники, обеспечивая выдерживание формы и гладкости верхней поверхности центроплана;
- воздухозаборники должны обеспечивать подачу во все подъёмные двигатели необходимого количества воздуха с нормальными характеристиками поля скоростей и подпора перед компрессором и вентилятором на всех режимах их работы;
- воздухозаборники и их входные устройства не должны существенно ухудшать несущие свойства центроплана и балансировку самолёта в процессе открытия и закрытия, а также в открытом положении при неработающих подъёмных двигателях (перед и в процессе их запуска в воздухе перед посадкой и после выключения после взлёта);
- так как запуск, работа и выключение подъёмных двигателей происходят при работающих подъёмно-маршевых двигателях, входные устройства и воздухозаборники подъёмных двигателей не должны

нарушать нормальные условия на входе в воздухозаборники подъёмно-маршевых двигателей на любом из этапов полёта.

Каждый из подъёмных двигателей имеет свой индивидуальный воздухозаборник. Особенности размещения и компоновки подъёмной силовой установки (ограниченная высота центроплана и близкое размещение двигателей друг к другу по длине самолёта) не позволяют обеспечить необходимую по нормам длину воздухозаборника и нужный профиль закругления его лобовых кромок. Это обстоятельство, а также косая (почти под прямым углом к оси двигателя) обдувка воздухозаборников набегающим потоком существенно усложняет задачу подачи воздуха в подъёмные двигатели (см. рис. 8.1).

Существует три основных режима работы воздухозаборников подъёмных двигателей:

- при запуске и режимной работе на земле или при неподвижном висении в воздухе, когда скорость движения отсутствует, и воздухозаборники работают без скоростного напора;
- на всех этапах разгона после взлёта и торможения перед посадкой, когда воздухозаборники, всасывающие воздух работающими двигателями, обдуваются косым скоростным потоком;
- при запуске двигателей в воздухе на эволютивной скорости полёта, когда двигатели ещё не сосут воздух, а скоростной напор обдувает воздухозаборники почти под прямым углом к оси двигателя.

При запуске и работе подъёмных двигателей на земле и на висении, когда косая обдувка отсутствует, воздух в воздухозаборники поступает равномерно со всех сторон с небольшой скоростью притекания под действием подсасывающей силы двигателей (см. рис. 8.1А). В этом случае входные устройства должны обеспечивать только достаточную площадь сечения входа в воздухозаборники (несколько большую по сравнению с условиями полёта, т.к. отсутствует скоростной напор). Равномерность поля скоростей перед компрессором двигателя обеспечивается симметричным осевым притеканием воздуха к воздухозаборнику.

Для того, чтобы обеспечить максимальный скоростной напор в воздухозаборнике и равномерное поле скоростей перед компрессором и вентилятором в полёте, необходимо обдувающий верхнюю поверхность центроплана скоростной поток развернуть на входе в заборник на 90° и направить его по оси двигателя, не допуская при этом срывных явлений на лобовых кромках воздухозаборника.

При работающих в полёте подъёмных двигателях частичному развороту набегающего потока способствует осевая скорость, возникающая от

подсасывающей силы двигателей, и поэтому задача нормального питания подъёмных двигателей воздухом на режиме разгона и торможения упрощается (см. рис. 8.1Б).

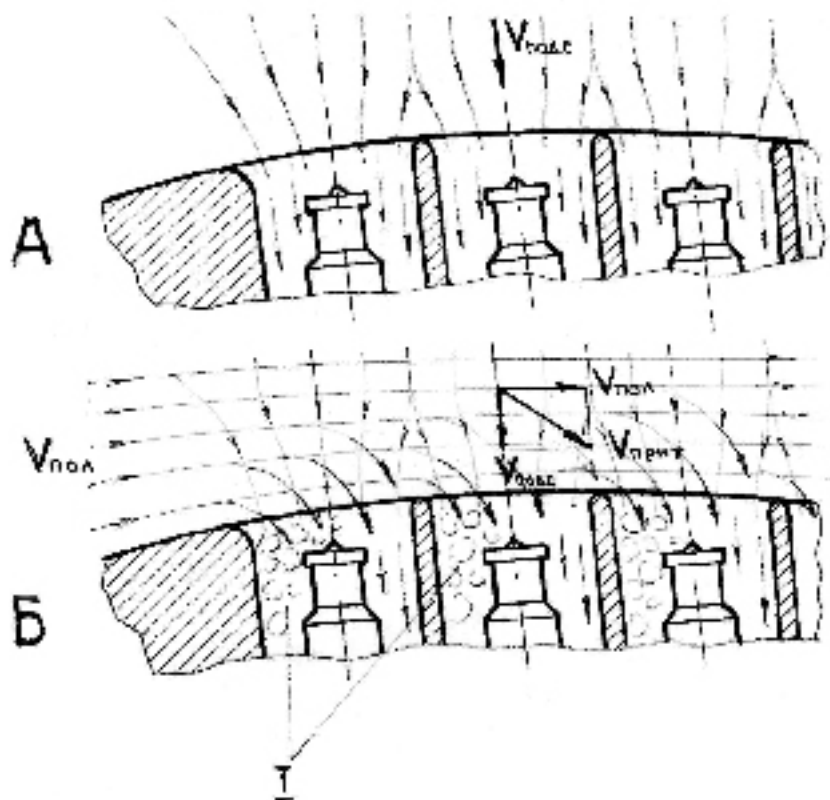


Рис. 8.1

Открытые воздухозаборники подъёмных двигателей

А — приток воздуха в заборники при работе подъёмных двигателей на земле или в режиме неподвижного висения; Б — приток воздуха в заборники при работе подъёмных двигателей в полёте; I — зона срывного потока и неравномерного поля скоростей.

Наиболее сложным в этом смысле является режим запуска подъёмных двигателей в воздухе перед посадкой, когда подсасывающей силы от двигателей нет, и задача разворота набегающего потока ложится полностью на входные устройства. Из большого количества вариантов механизации, исследованных при экспериментах на моделях и стендах (совковые воздухозаборники, воздухозаборники «коробочкой», продольные створки с направляющими решётками и др.) наиболее приемлемым, удовлетворяю-

щим, в основном, всем требованиям, оказался вариант со створками типа «ёлочка» (см. рис. 8.2).

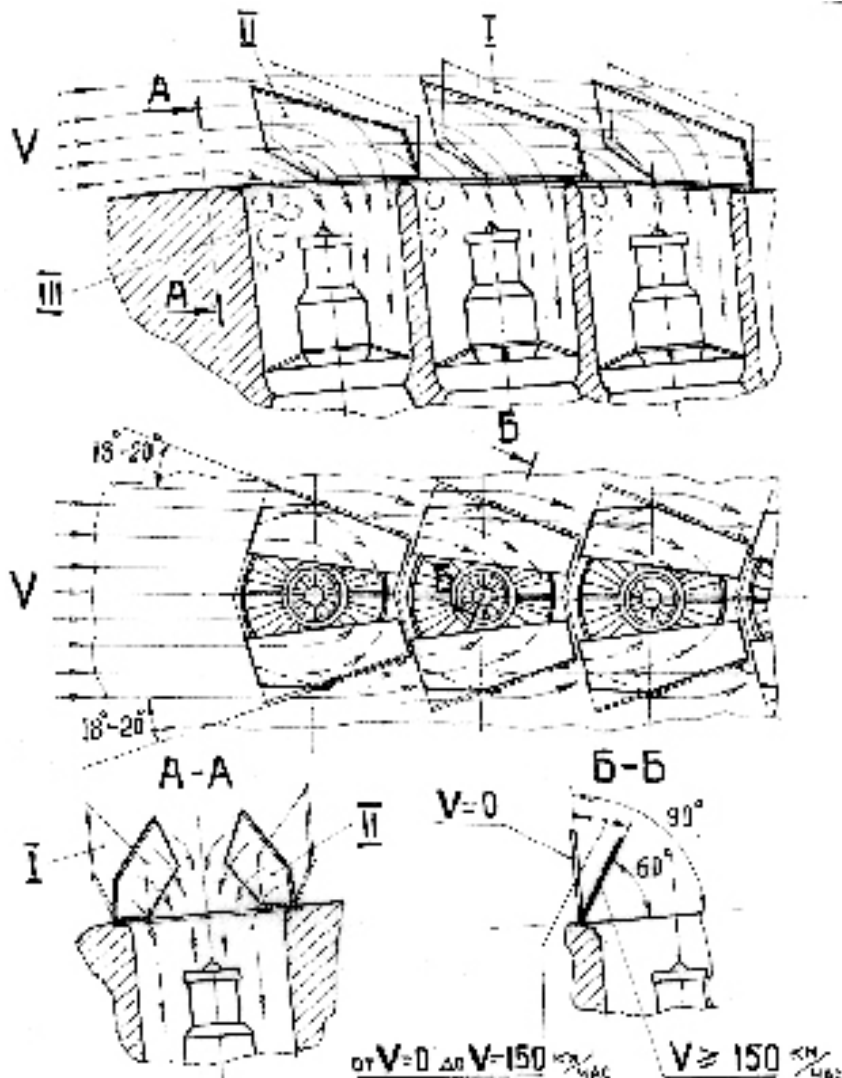


Рис. 8.2

Воздухозаборники подъёмных двигателей с входными устройствами типа «ёлочка»

I — положение створок при неподвижном висении и при работе подъёмных двигателей на земле; II — положение створок при работе подъёмных двигателей в полёте и при запуске перед посадкой; III — зона срывного потока.

Каждая пара створок вращается вокруг осей, расположенных под углом 18° – 20° к продольной оси самолёта. Открываются створки на 90° при скорости полёта $V=0$, по мере разгона от $V=0$ до $V=150$ км/час створки плавно, бесступенчато прикрываются, и при достижении скорости $V=150$ км/час фиксируются на угле открытия в 60° . Этот угол сохраняется до эволютивной скорости. При посадке открытие створок происходит в обратном порядке. Открытые створки образуют над каждым воздухозаборником сходящиеся назад наклонные козырьки. Скоростной поток, попадая под козырёк, отжимается его внутренними поверхностями в воздухозаборник, что способствует его поджатию и повороту на ось двигателя.

Однако створки типа «ёлочка» являются только частью необходимой механизации воздухозаборников. Для получения безотрывного потока и равномерного поля скоростей внутри всех воздухозаборников на входе в первую пару воздухозаборников потребовалось установить отклоняющуюся направляющую решётку, а на входе в две последующие пары — поворотные дефлекторы (см. рис.8.3).

Направляющая решётка и дефлекторы позволяют организовать крутой поворот потока на входе в первые подъёмные двигатели и получить здесь безотрывное обтекание. В то же время, как показали продувки крупномасштабной модели самолёта с входными устройствами в Т-104 ЦАГИ, повернутый перед первыми воздухозаборниками поток деформирует всё обтекание верхней поверхности центроплана, «задаёт тон» общему повороту потока в воздухозаборники, что в сочетании со створками оказывается достаточным для организации нормальных условий на входе во все остальные двигатели (см. рис. 8.4).

В этом необычном эффекте проявляется ещё одна особенность самолёта с вертикальным взлётом и посадкой с составным крылом — положительная интерференция воздухозаборников подъёмных двигателей при их групповом расположении в центроплане (чего на многодвигательных СВВП обычных схем не наблюдается). Таким образом, механизация, состоящая из створок типа «ёлочка» на каждом воздухозаборнике, направляющих решёток на первой паре воздухозаборников и дефлекторов на второй и третьей паре, обеспечивает нормальное питание подъёмных двигателей воздухом на всех режимах взлёта и посадки. Перед закрытием створок направляющие решётки и дефлекторы убираются внутрь воздухозаборников. Створки в закрытом положении герметизируют воздухозаборники и формируют верхнюю поверхность центроплана.

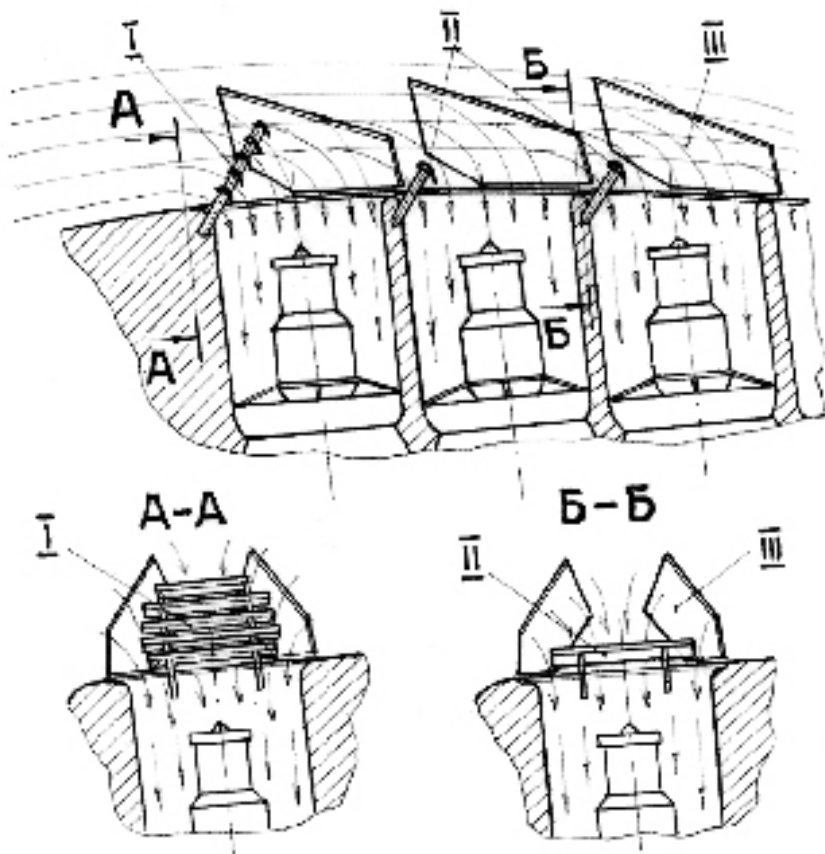


Рис. 8.3

Воздухозаборники подъёмных двигателей с полным набором входных устройств

I — направляющая решётка; II — дефлектор; III — створка типа «ёлочка».

При открытии створок воздухозаборников в полёте перед запуском двигателей гладкая обтекаемая форма верхней поверхности центроплана сильно искажается. Можно было ожидать существенного падения несущих свойств центроплана, уменьшения подъёмной силы всего крыла, резкого изменения балансировки и провала самолёта на этих режимах. Однако в действительности ничего подобного не происходит (что является ещё одной необычной и удивительной особенностью схемы самолёта). Створки воздухозаборников, обтекаемые безотрывно при правильной их форме и конструкции, отжимая поток вниз в воздухозаборники, даже несколько повышают несущие свойства центроплана (каждая створка работает как пластина в потоке, создавая

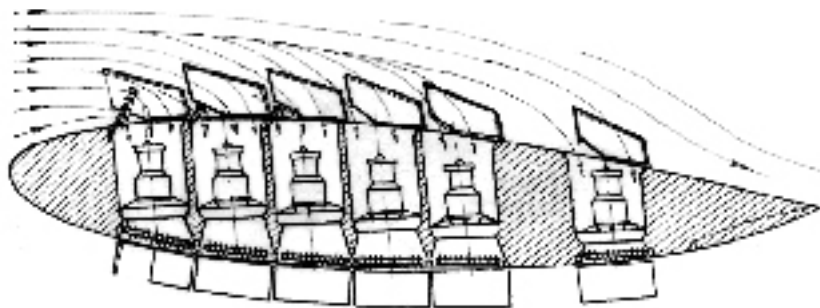


Рис. 8.4

Приток воздуха в групповые воздухозаборники подъёмных двигателей

свою дополнительную подъёмную силу). Как показали исследования на моделях, самолёт с открытыми створками и неработающими подъёмными двигателями в диапазонах небольших рабочих углов атаки (от 0° до 8° - 9°) имеют C_y несколько больший, чем у самолёта с закрытыми створками (см. график 8.1).

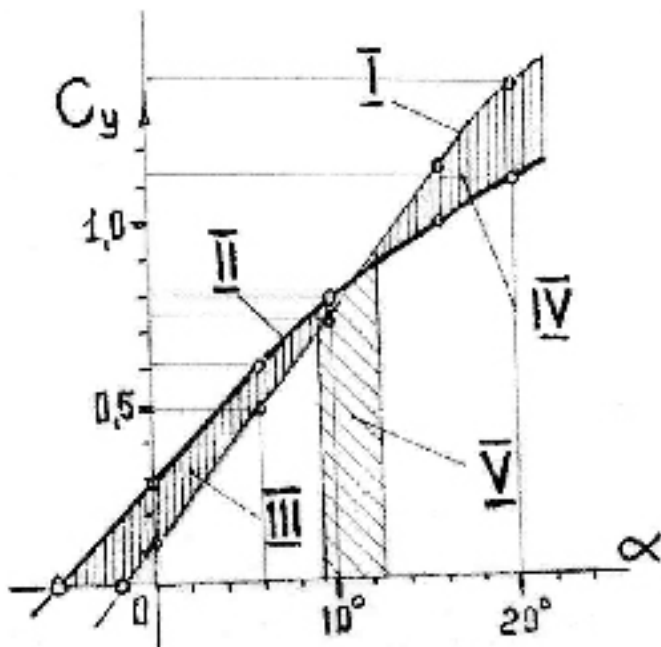


График 8.1

Зависимость коэффициента подъёмной силы от угла атаки при неработающих подъёмных двигателях и закрытых и открытых створках воздухозаборников

I — створки закрыты (исходная конфигурация); II — створки открыты;
III — зона авторотации подъёмных двигателей; IV — зона срывов и обратных токов; V — зона «застоя».

В этом диапазоне углов атаки происходит перетекание воздуха через шахты двигателей с верхней поверхности на нижнюю, и двигатели авторотируют, что благоприятно для их запуска. В диапазоне углов атаки 8° - 12° Су самолёта начинает падать относительно исходного варианта, на створках воздухозаборников и на всей верхней поверхности центроплана в районе створок появляются срывы и начинаются обратные токи (перетекание воздуха через шахты двигателей с нижней поверхности на верхнюю). Этот режим полёта неприятен возможной тряской, обратной раскруткой подъёмных двигателей и нарушением поля скоростей перед воздухозаборниками подъёмно-маршевых двигателей, что грозит их помпажом. Таких режимов желательно избегать.

На всём диапазоне углов атаки самолёт с открытыми створками воздухозаборников имеет аэродинамическое качество на 1,5-2 единицы ниже исходного варианта. Происходит это по причине роста сопротивления за счёт миделя створок, за счёт срывного обтекания на больших углах атаки, а также за счёт прососа через шахты двигателей. Однако такое ухудшение качества свободно компенсируется на этих этапах полёта повышением тяги подъёмно-маршевых двигателей (что необходимо также и для обеспечения запуска подъёмных двигателей).

Так как обтекание центроплана при открытых створках в рабочем диапазоне углов атаки безотрывное, то и резких изменений в балансировке самолёта не происходит.

Из сказанного ясно, что открытие створок воздухозаборников подъёмных двигателей нужно начинать на углах атаки 8° - 9° (что соответствует как раз режиму полёта с выпущенными закрылками на скорости, несколько большей эволютивной). При этом из-за отсутствия перетекания через шахты двигателей (что обуславливает неизменность обтекания центроплана) процесс изменения конфигурации произойдёт наиболее плавно. После открытия створок нужно увеличить режим работы подъёмно-маршевых двигателей и одновременно перевести самолёт на меньшие углы атаки (это нужно, с одной стороны, для сохранения неизменной скорости полёта, а с другой — для обеспечения авторотации подъёмных двигателей). Сбалансировав на этом режиме самолёт, можно начинать запуск подъёмных двигателей.

Открытие и закрытие створок воздухозаборников производится специальной механогидравлической системой, в состав которой входят:

- винтовые подъёмники, установленные по одному на каждой створке;
- трансмиссия, состоящая из трубчатых валов и редукторов;
- единый гидравлический привод вращательного действия, передающий мощность через трансмиссию подъёмникам.

При выборе такой системы учитывались следующие соображения:

- единый привод, передающий вращение через механическую трансмиссию на все подъёмники, обеспечивает одновременность открытия и закрытия всех створок. При этом обтекание верхней поверхности центроплана на всех стадиях поворота створок однозначно и симметрично. Применение любого другого типа приводов (гидро- или пневмоцилиндров с централизованной системой питания или электромеханизмы с индивидуальным приводом на каждой створке) может привести к возникновению разнобоя в работе, к запаздыванию или к опережению отдельных створок, что чревато несимметричным обтеканием, срывом потока и т.п;
- подъёмники с самотормозящейся винтовой парой могут удерживать створки в закрытом положении (когда на них действует большая отсасывающая нагрузка) и на любом заданном угле открытого положения, т.е. выполнять функции универсального замка створок. Это упрощает и облегчает конструкцию и систему управления открытия и закрытия (исключает специальные замки и их системы) и позволяет осуществлять бесступенчатое изменение угла створок. Управление створками электрическое, полуавтоматическое (с обеспечением изменения угла открытия в зависимости от изменения скорости полёта) и ручное.

Уборка и выпуск направляющих решёток и дефлекторов производится индивидуальными электромеханизмами с автоматическим управлением, связанным с управлением створками. Выпуск решёток и дефлекторов производится после открытия створок, а уборка — перед закрытием. Имеется блокировка, исключающая выпуск решёток и дефлекторов при закрытых створках и закрытие створок при выпущенных решётках и дефлекторах и работающих подъёмных двигателях.

4

Подъёмные двигатели, кроме выполнения своей основной роли — создания подъёмной тяги, должны также создавать разгонную силу на взлёте и тормозную силу на посадке, для чего на каждом из двигателей должно быть устройство, разворачивающее вектор тяги назад и вперёд по оси самолёта.

Размещение подъёмных двигателей внутри центроплана ограничивает габариты двигателя и его входных и выходных устройств. По этой причине из всех известных способов поворота выхлопных струй возможно приме-

нение только специально сконструированных решёток. К таким поворотным решёткам предъявляются следующие требования:

- решётки с их механизмами должны вписываться в нижние обводы центроплана;
- для получения эффективных разгонной и тормозной сил решётки должны обеспечивать поворот вектора тяги на $+25^{\circ}$ – 30° от оси двигателя;
- конструкция решёток (лопаток, рамы, силовых элементов, механизмов управления) должна создавать минимально возможное сопротивление потоку газов на выхлопе, чтобы максимально уменьшить потери тяги двигателей на решётках;
- поворачивая поток на заданный угол, решётки не должны существенно уменьшать выходное сечение, чтобы не создавать вредный для устойчивой работы двигателя и для его тяги подпор на выходе.

Своим присутствием в потоке выхлопных газов решётка создаёт сопротивление движению газов, деформирует выхлопной поток и этим приводит к потерям тяги. Величина этих потерь зависит от:

- количества и формы поворотных лопаток, размеров и формы элементов каркаса решёток;
- расстояния решётки от среза сопла двигателя;
- угла отклонения лопаток.

Количество лопаток определяется диаметром выхлопного сопла двигателя и шагом решётки — $n=D/t$ (см. рис. 8.5).

Шаг решётки определяется в зависимости от хорды лопатки. Для рассматриваемого типа решётки наиболее оптимальным является соотношение $t=0,6b$. Хорда лопаток « b » и толщина их профиля выбираются из условий обеспечения наилучшей газодинамики решётки и её вписываемости по габаритам в ограниченное пространство нижней поверхности центроплана. При этом учитываются соображения по прочности лопаток, по возможности их крепления, обеспечения нужных углов разворота и возможности изготовления лопаток. Исходя из необходимого поворота потока газов в обе стороны (вперёд и назад по полёту) с одинаковой эффективностью, а также получения наименьших шарнирных моментов при удовлетворительной газодинамике, каждая лопатка должна состоять из неподвижного носка и поворотного хвостика, а профиль лопатки должен быть симметричным. Такая геометрия лопаток, к сожалению, ухудшает их газодинамические характеристики и увеличивает их лобовое сопротивление по сравнению с неразрезными и несимметричными лопатками известных стационарных газовых решёток. Но такова цена универсальности наших выходных устройств.

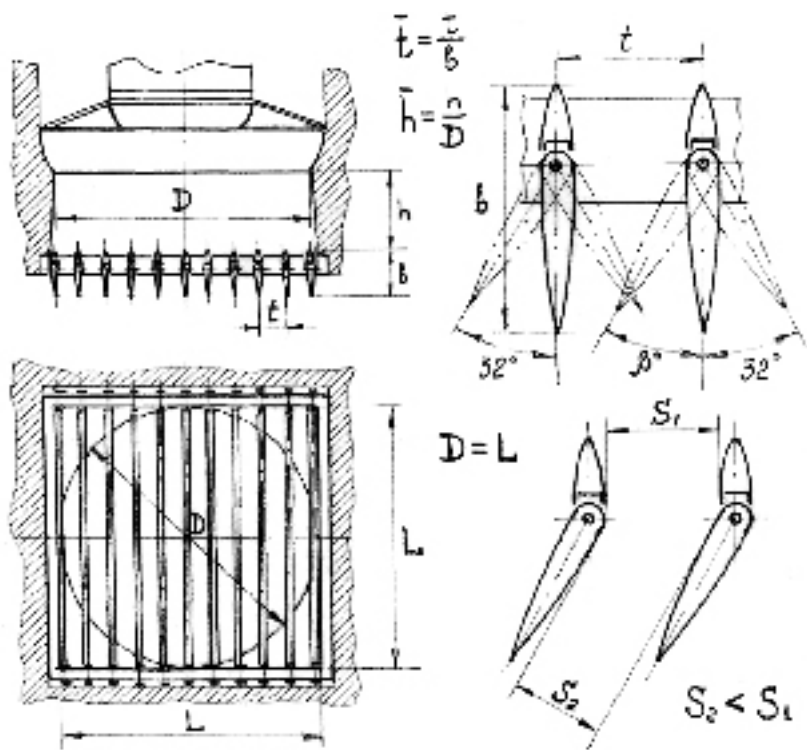


Рис. 8.5
Широкая поворотная решётка

t — шаг лопаток; b — хорда лопатки; $\bar{t} = t/b$ — относительный шаг решётки; h — расстояние от среза сопла двигателя до решётки; D — диаметр входного сопла двигателя; $\bar{h} = h/D$ — относительное отстояние решётки от сопла двигателя; L — ширина решётки; β^0 — угол поворота хвостика лопатки.

Как показали экспериментальные исследования, при решётке, у которой в поле выхлопа струй газов двигателя находятся только поворотные лопатки (а каркас решётки вынесен за пределы скоростного поля), и которая отнесена от среза сопла на значительное расстояние, потери тяги двигателя при нейтральном положении лопаток составляют $\sim 2\%$ (так называемые начальные потери), а при решётках, у которых в выхлопной струе находятся также и элементы каркаса — $4-6\%$.

При развороте потока газов на решётках потери тяги увеличиваются, причём, тем больше, чем больше угол поворота. Происходит это по двум причинам. Первая — уменьшение проходного сечения решётки за счёт по-

ворота хвостиков лопаток, что приводит к созданию подпора на выходе из двигателя (при уменьшении площади выхлопного сечения решётки выхлопная струя двигателя дросселируется, что при постоянном расходе газа влечёт за собой повышение давления в ней). Подпор на выходе уменьшает тягу двигателя. Так, для решётки, ширина которой равна диаметру выхлопного сопла вентилятора (см. рис. 8.5), потери тяги только от зажатия поворотными лопатками проходного сечения выхлопа увеличиваются по мере увеличения угла поворота струи почти по линейному закону и составляют: ~3% при $\beta = 0^\circ$, 6% при $\beta = 20^\circ$ и 8% при $\beta = 30^\circ$ (см. график 8.2).

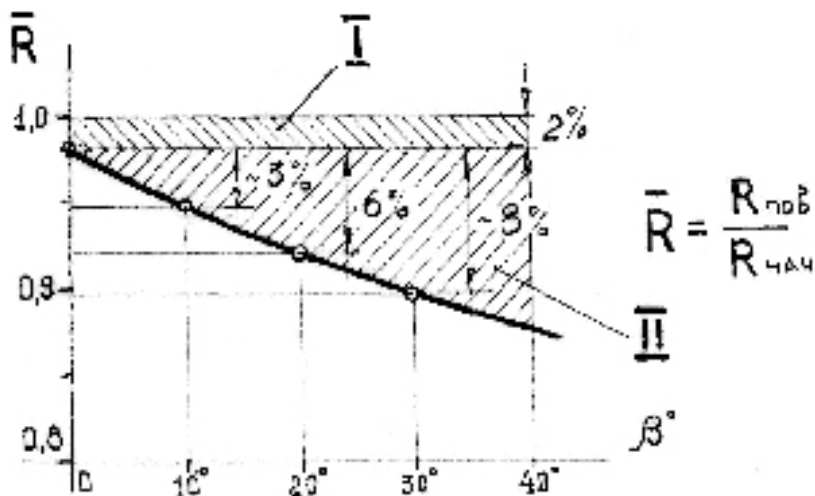


График 8.2
Зависимость потерь тяги подъёмного двигателя только от подпора на широкой решётке при различных углах поворота хвостиков лопаток

$R_{\text{пов}}$ — тяга двигателя после поворота на решётке; $R_{\text{нач}}$ — тяга двигателя без решётки; $\bar{R} = R_{\text{пов}} / R_{\text{нач}}$ — относительная тяга двигателя; I — начальные потери; II — потери от подпора на выходе из решётки.

Эти потери могли бы быть уменьшены за счёт увеличения размеров решётки, т.е. за счёт увеличения проходного сечения решётки добавлением площади по периферии сопла вентилятора. В этом случае площадь сечения решётки, уменьшаясь при повороте лопаток, оставалась бы всё ещё больше, чем площадь сопла, и выхлопные газы, растекаясь по решётке на её периферию, не создавали бы подпора перед соплом. Однако, компоновочные размеры центроплана и расстояния между подъёмными двигателями не позволяют применить такую решётку.

Вторая причина увеличения потерь тяги при повороте струи — увеличение сопротивления решётки на больших углах поворота лопаток, что происходит за счёт срывного обтекания лопаток из-за резкого перелома контура на оси поворота хвостика и из-за большого угла его отклонения. Падение тяги от сопротивления на лопатках происходит неравномерно по углам поворота. При повороте лопаток до 20° (см. рис. 8.6А) обтекание практически безотрывное, и энергия тратится только на поворот струи.

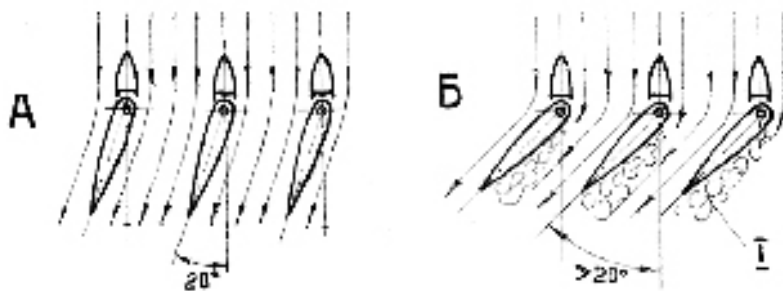


Рис. 8.6
Обтекание лопаток поворотной решётки

А — безотрывное обтекание; Б — обтекание с отрывами потока; I — зона срыва.

В этом диапазоне углов падение тяги только от сопротивления решётки небольшое, и при $\beta = 20^\circ$ равно 1,5-2% (см. граф. 8.3).

На больших углах поворота на каждой выпуклой стороне каждой лопатки в месте перегиба возникает срыв, интенсивность которого увеличивается по мере дальнейшего отклонения лопаток. Этот процесс сопровождается резким увеличением сопротивления решётки и, следовательно, падением тяги двигателя. Так, только от сопротивления решётки (т.е. при незажатой площади выхлопа и отсутствии подпора) тяга двигателя падает на 6% при $\beta = 30^\circ$ и на 28% при $\beta = 40^\circ$.

Рассмотренные потери получаются на решётках, которые расположены на достаточном удалении от среза сопла, т.е. на таком расстоянии, когда присутствие решётки не нарушает равномерности потока газов. По результатам эксперимента это расстояние соответствует $h \geq 0,16-0,25$. Однако, такое отстояние решётки от сопла для всех подъёмных двигателей осуществлено быть не может из-за ограниченности размеров центроплана. Реально можно получить h в пределах 0,1-0,15.

При таком расстоянии до среза сопла происходит ещё дополнительное увеличение потерь тяги как за счёт увеличения сопротивления решётки

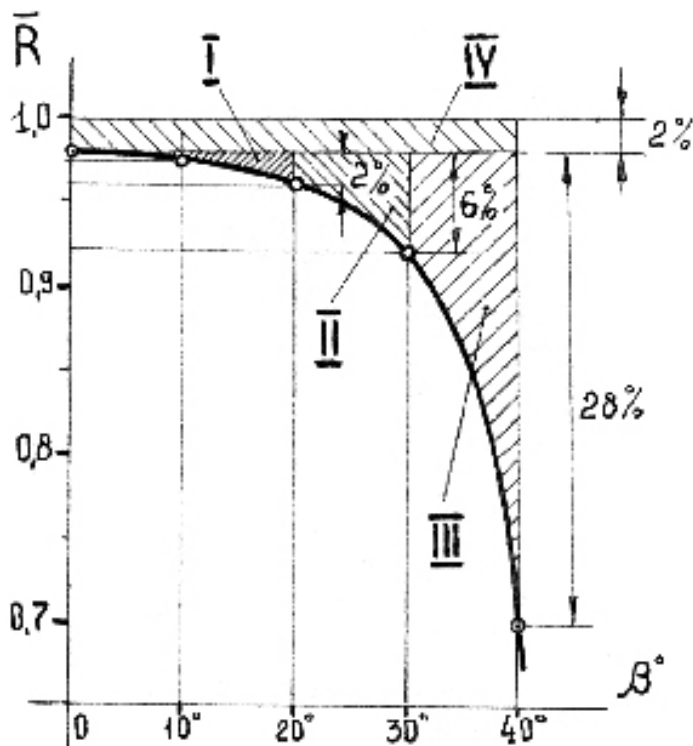


График 8.3.

Зависимость потерь тяги подъемного двигателя только от срывного обтекания лопаток широкой решетки при различных углах поворота хвостиков лопаток (бесподпорная решетка)

I — зона безотрывного обтекания решеток; II — зона начала срыва;
III — зона интенсивного срыва; IV — начальные потери.

(близкое отстояние решётки от среза сопла приводит к изменению структуры потока и возрастанию его неравномерности из-за более крутого разворота при растекании вдоль лопаток, что вызывает увеличение гидравлических потерь в решётке), так и за счёт увеличенного подпора при повороте потока (малое расстояние от среза сопла сильно искривляет струи, деформирует поток, чем задерживает его растекание по всей площади решётки, увеличивает сопротивление этого растекания и этим ещё уменьшает эффективное проходное сечение решётки). Величина этих дополнительных потерь колеблется для диапазона углов от 0° до 30° в пределах 1%-3%.

На реальной решётке, ширина которой равна диаметру сопла вентилятора и на которой при повороте струи действуют оба фактора — и уменьшение исходного сечения и срывное обтекание лопаток — суммарные потери

тяги с учётом нулевого (начального) сопротивления решётки и дополнительных потерь от близкого расположения от среза сопла составляют 14% при $\beta = 20^\circ$, 21% при $\beta = 90^\circ$ и более 30% при $\beta = 40^\circ$ (см. график 8.4).

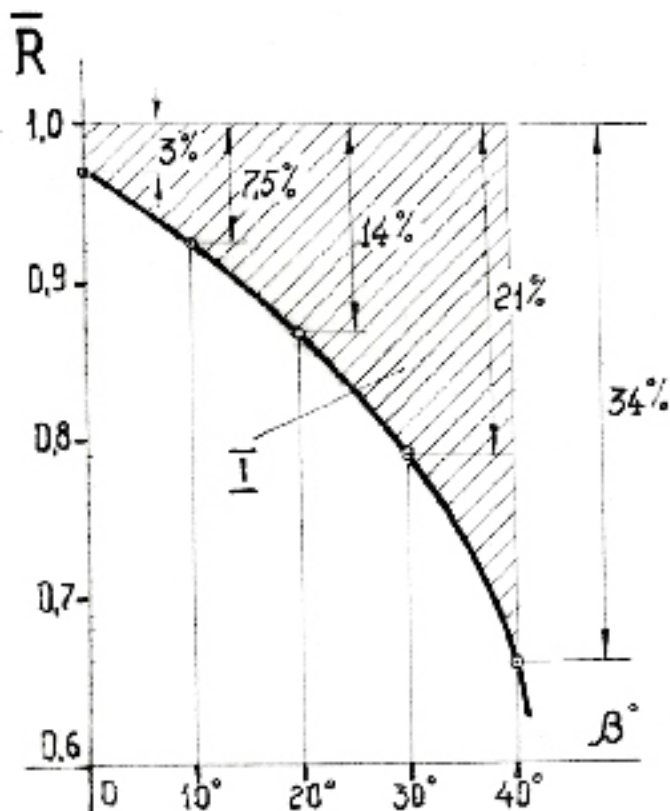


График 8.4

Зависимость полных потерь тяги подъемного двигателя на широкой решетке от угла поворота хвостиков лопаток

I — зона потерь тяги

Подпор на выходе из двигателя, образующийся из-за зажатия выходного сечения, особенно неприятен не столько потерями тяги, сколько нарушением устойчивой работы двигателя, нарушением его саморегулирования, возможным повышением температуры на турбине и другими неприятностями, которые могут привести к отказу двигателя.

Такие характеристики широкой решётки, освоенной на других самолётах, неприемлемы для СВВП рассматриваемой схемы (неустойчивая работа двигателей и большая вероятность их отказов, а также большие потери тяги при повороте вектора требуют увеличения почти на 40% стартовой

подъёмной тяговооружённости, т.е. увеличения количества подъёмных двигателей почти в 1,4 раза). Решение вопроса даёт предложенная Робертом Людвиговичем узкая поворотная решётка, ширина которой равна $\sim 0,6$ диаметра сопла вентилятора (см. рис. 8.7).

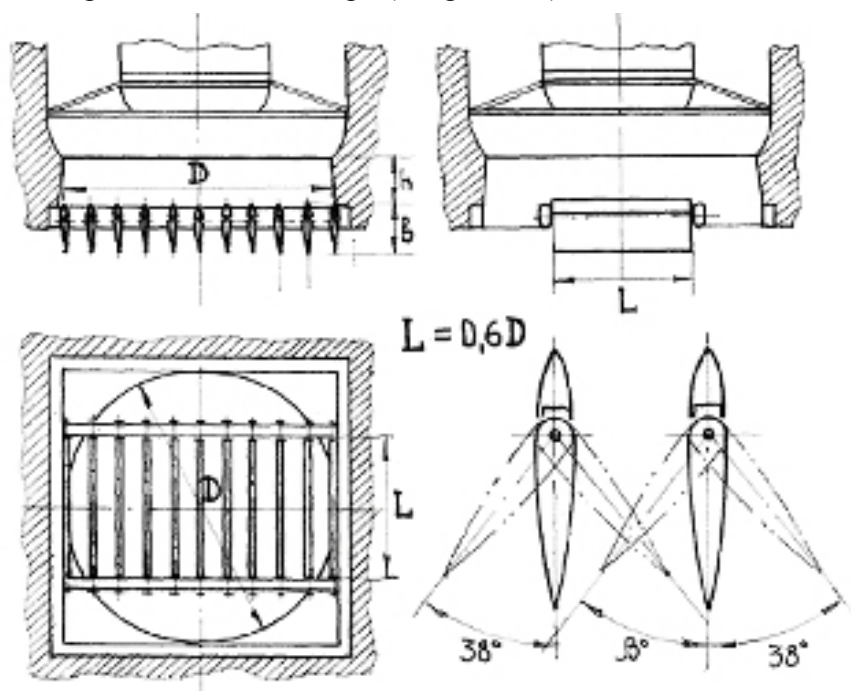


Рис. 8.7
Узкая поворотная решётка

Эта решётка перекрывает собой полностью выхлопную струю первого контура и частично струю вентилятора. Часть выхлопной струи вентилятора свободна от решётки. Так как при повороте лопаток, который приводит к зажатию проходного сечения решётки, выхлопная струя может растекаться в свободное от решётки пространство, при такой конструкции решётки подпора на выходе из двигателя не будет. Бесподпорная решётка создаёт значительно меньшие потери тяги, которые, в основном, складываются из сопротивления лопаток и каркаса (см. график 8.5).

По сравнению с широкой решёткой, узкая решётка даёт несколько большие потери тяги при $\beta = 0$ ($\sim 5\%$) за счёт дополнительного начального сопротивления каркаса решётки, находящегося в выхлопной струе, но существенно меньшие (почти в 2 раза) — в диапазоне от 10° до 35° (7% при $\beta = 20^\circ$ и 11% при $\beta = 30^\circ$).

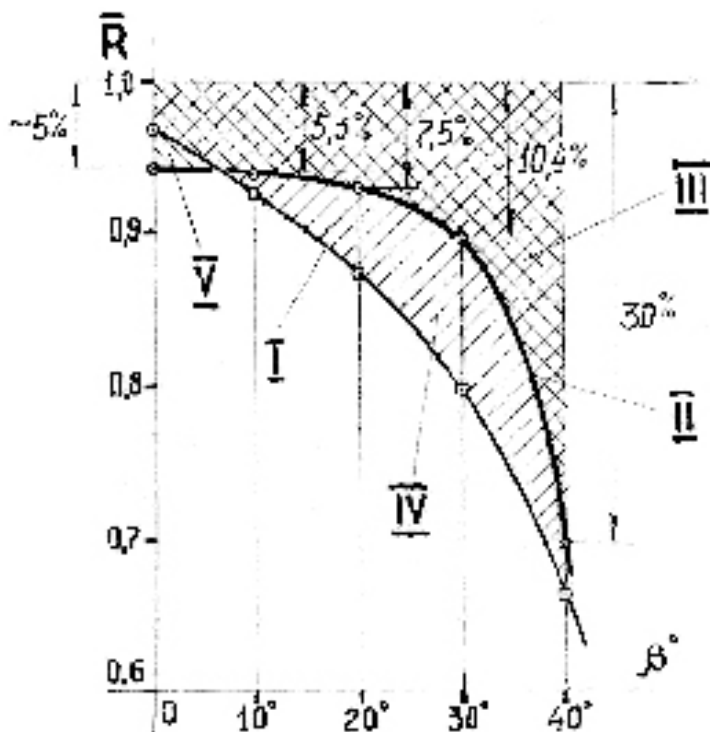


График 8.5

Зависимости полных потерь тяги подъёмного двигателя на широкой и узкой поворотных решётках от угла поворота хвостиков лопаток

I — широкая решётка; II — узкая решётка;
III — зона потерь на узкой решётке; IV — выигрыш в потерях тяги; V — проигрыш в потерях тяги.

Из-за срывного обтекания лопаток, фактический угол, на который поворачивается струя газа, обдувающего решётку, несколько меньше, чем угол поворота лопаток. Для широкой решётки, в которой вся струя проходит между лопатками, угол поворота вектора тяги отстаёт на $1-2^{\circ}$ от угла поворота лопаток. Для узкой решётки непосредственно лопатками разворачивается горячее энергичное ядро выхлопной струи (струя внутреннего контура) и передний и задний участки струи вентилятора. Та часть выхлопной струи, которая проходит мимо решётки, разворачивается под действием соседних повернутых струй (эффект Коанда). Этот разворот менее эффективен, чем на лопатках, поэтому угол поворота полного вектора тяги отстаёт на больший угол от угла поворота лопаток, чем у широкой решётки (на $4-6^{\circ}$, в зависимости от величины угла поворота). Учитывая это обстоятельство, на

узкой решётке необходимо предусматривать угол поворота лопаток на $5-6^{\circ}$ больше, чем угол, на который нужно повернуть вектор тяги.

Узкая решётка, имея меньшую длину лопаток и меньшие в связи с этим нагрузки на них, легче по весу, проще по конструкции и технологии, чем широкая решётка. Кроме того, и это наиболее важно, такая решётка не нарушает работоспособности подъёмных двигателей.

Крепятся решётки к конструкции фюзеляжа и бортов отсеков легкоразъёмными подвижными (чтобы компенсировать тепловые расширения) узлами через поперечные вал-балки и передают нагрузки от поворота тяги непосредственно на элементы планера (мимо корпуса двигателя) (см. рис. 8.8).

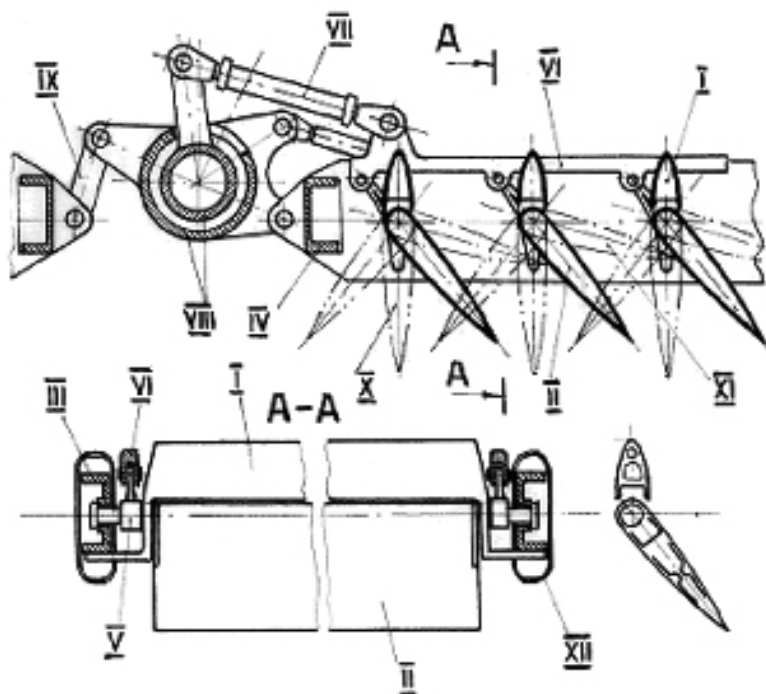


Рис. 8.8
Механизм узкой решётки

I — носик лопатки; II — хвостик лопатки ; III — продольная силовая балка решётки; IV — поперечная силовая балка решётки; V — рычаг поворота хвостика решётки; VI — тяга-рейка поворота хвостиков лопаток; VII — тяга поворота хвостиков лопаток; VIII — вал-балка; IX — компенсационная серьга; X — нейтральное рабочее положение лопаток; XI — походное положение лопаток; XII — обтекаемый кожух.

Поворот лопаток в решётках каждой группы двигателей осуществляется от единого гидравлического золотникового привода, установленного в каждом из бортовых отсеков, через систему тяг и качалок к вал-балкам, а от них — к тягам-рейкам, расположенным с обеих сторон каждой решётки. Для уменьшения габарита в закрытом состоянии хвостики каждой лопатки поворачиваются в почти горизонтальное положение по полёту (в своё походное положение). Управление поворотом лопаток происходит путём воздействия на управляющий золотник гидропривода каждой группы решёток. Решётки участвуют в:

- создании разгонной силы (поворот лопаток обеих групп решёток назад по полёту);
- создании тормозной силы (поворот лопаток обеих групп решёток вперёд по полёту);
- управление самолётом по курсу при малых скоростях полёта (поворот лопаток одной группы решёток вперёд, другой — назад и наоборот).

Управление созданием разгонной и тормозной сил, а также установка лопаток в нейтральное рабочее и в походное положение производится от специального рычага управления решётками, установленного на левом пульте лётчика. Жёсткая трасса управления от рычага проходит по фюзеляжу через промежуточный гидроусилитель и вливается в трассу силового управления самолётом, используя некоторые её элементы. При этом движение от рычага на золотники гидроприводов решёток происходит от дифференциально-суммирующих механизмов курса (независимо от того, включена ли система силового управления или нет) по специальной проводке в борто отсеках. Управление самолёта по курсу на переходных режимах полёта осуществляется дифференциальным отклонением лопаток от педалей лётчика через те же дифференциально-суммирующие механизмы, но только при включённом в работу силовом управлении самолётом (независимо от рычага управления решётками). Так как подъёмные двигатели на самолёте завязаны в единую динамическую систему с подъёмно-маршевыми двигателями и, вследствие этого, любое изменение величины или направления вектора тяги каждой из этих групп двигателей изменяют балансировку самолёта, необходима связь между управлением величиной тяги подъёмно-маршевых двигателей и вектором тяги подъёмных двигателей. Такая связь осуществляется путём:

- расположения рычагов управления решётками подъёмных двигателей в непосредственной близости от рычагов управления подъёмно-маршевыми двигателями (имеется возможность одновременно управлять всеми рычагами одной рукой);

- введения механической сцепки рычага управления решётками с рычагами управления подъёмно-маршевыми двигателями для совместного управления от одного из рычагов (в этом случае решётки отклоняются по определённому балансировочному закону);
- подключения к специальным рычагам подъёмно-маршевых двигателей и решёток электромеханизма, перемещающего эти рычаги от кнопки на рычаге управления тягой подъёмных двигателей (для обеспечения одновременного управления одной рукой величиной тяги подъёмных двигателей, направлением её вектора и величиной тяги подъёмно-маршевых двигателей).

Так как подъёмные двигатели работают только на взлёте и посадке, на всех других режимах полёта двигательные шахты должны быть закрыты снизу специальными створками, которые герметизируют шахты (чем предотвращают просос воздуха через них и не допускается вредная в крейсерском полёте авторотация подъёмных двигателей) и формируют нижнюю поверхность несущего центроплана. На каждом подъёмном двигателе установлено по две створки, вращающихся вокруг продольных осей (см. рис. 8.9).

Исключение составляют два первых двигателя, на выходе из которых установлено по три створки — две коротких продольных и одна передняя поперечная. Выходы первых двигателей, расположенных на носовой части профиля центроплана, находятся в зоне местного аэродинамического подпора. Передняя поперечная створка, перекрывая выход двигателя от набегающего воздушного потока и создавая за собой срывную зону, уменьшает подпор, чем облегчает запуск и работу подъёмных двигателей в полёте. В открытом положении продольные нижние створки являются элементами механизации, способствующими формированию необходимых параметров воздушной подушки под самолётом при работающих подъёмных двигателях вблизи от поверхности. Продольные створки каждого ряда соединены друг с другом шарнирным узлом для совместной работы и перераспределения нагрузки между соседними створками. Открытие и закрытие створок происходит от гидроцилиндров, установленных по одному в каждом из бортовых секторов и передающих движение к створкам через жёсткую систему тяг и качалок и через рычажные механизмы, установленные непосредственно у створок. Эти механизмы поворачивают створки и при помощи кинематических замков удерживают их в открытом и закрытом положении, воспринимая внешние нагрузки на створки. Управление гидроцилиндрами электрическое от кнопки на левом пульте лётчика. В электрической системе управления заложены блокировки, обеспечивающие невозможность:

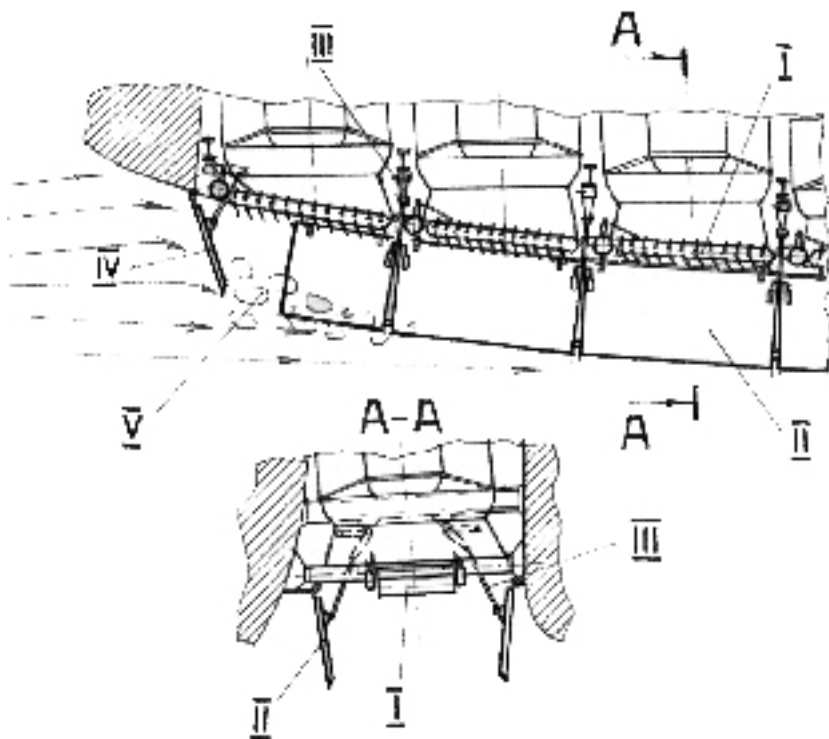


Рис. 8.9
Нижние створки подъёмных двигателей

I — узкая поворотная решётка; II — типовая продольная створка; III — механизм управления створками; IV — передняя поперечная створка; V — зона срыва потока.

- открытия нижних створок до открытия створок заборников (для предотвращения обратной раскрутки подъёмных двигателей);
- отключение лопаток решёток в нейтральное рабочее положение до открытия нижних створок;
- закрытие нижних створок до отклонения лопаток решёток в походное положение;
- закрытие нижних створок при работающих подъёмных двигателях.

Большое количество подъёмных двигателей на борту самолёта, сложность механизации их входных и выходных устройств, а также большая загруженность лётчика на режимах взлёта и посадки (как раз на тех режи-

мах, на которых подъёмные двигатели работают) и необходимость сосредоточения его главного внимания в это время на пилотировании самолёта, требуют нового подхода в решении вопросов управления подъёмной силовой установкой и контроля за её работой. На многодвигательных самолётах вертикального взлёта и посадки, где число подъёмных двигателей доходит до 12-16, не может быть применена, например, традиционная система запуска каждого двигателя в отдельности (это сильно увеличит время запуска и расход горючего на работу запущенных двигателей в режиме ожидания), нельзя управлять работой подъёмных двигателей от индивидуальных для каждого двигателя рычагов (лётчик не в состоянии обеспечить при этом быстрое и синхронное управление двигателями, да и размещать такое количество рычагов нигде), не может быть по старому организован и контроль за работой всех этих двигателей путём установки на приборной доске лётчика приборов контроля нескольких параметров каждого из двигателей (не хватит места на приборной доске и главное, лётчик физически не в состоянии в сложной обстановке в короткое время уследить за таким количеством приборов и осмыслить их показания). Решение может быть найдено только на пути объединения двигателей в единую систему подъёмной силовой установки, в единый «двигательный организм», где управлению, регулированию, контролю со стороны лётчика подвергаться должен не каждый подъёмный двигатель в отдельности, а вся система, весь «организм» целиком. При этом действия лётчика по подготовке подъёмной силовой установки к работе, по управлению ею и по контролю за её работой должны быть сведены к минимальному количеству простых командных движений и к восприятию минимума самой необходимой информации о работе силовой установки. Относительная простота конструкции подъёмных двигателей, эпизодичность и кратковременность их работы способствует возможности создания упрощённых интегральных систем управления и контроля силовой установки.

Подъёмные двигатели, как правило, имеют воздушный запуск (это наиболее простой конструктивно и удобный в эксплуатации вид запуска). Раскрутка ротора двигателя при запуске производится подачей сжатого воздуха непосредственно на лопатки турбины. Источником сжатого воздуха для запуска могут быть маршевые или подъёмно-маршевые двигатели, вспомогательная силовая установка или наземный источник. Системой трубопроводов сжатый воздух от источника подводится к каждому из подъёмных двигателей. На входе в двигатель устанавливаются перекрывающие заслонки, открытие и закрытие которых производится от

электрической системы управления запуском. Перед стартом на земле и перед заходом на посадку в воздухе с целью сокращения общего времени запуска, времени работы каждого подъёмного двигателя на малом газу (которое ограничивается соображениями его малого ресурса) и с целью экономии горючего, все двигатели должны запускаться одновременно. Каждый подъёмный двигатель требует для запуска на земле 1-1,3 кг/сек воздуха с давлением 4-5 атм и с температурой 350°-500°С. При одновременном запуске в систему необходимо подавать 12-15 кг/сек сжатого воздуха, полученного от подъёмно-маршевых двигателей. Такое большое количество воздуха (по 6-8 кг/сек от каждого двигателя при двухдвигательной подъёмно-маршевой силовой установке) не каждый двигатель может обеспечить. Поэтому, в зависимости от размерности, типа и назначения самолёта, возможен предстартовый запуск подъёмных двигателей двумя группами последовательно (при этом, естественно, время запуска удваивается). В полёте сжатого воздуха от подъёмно-маршевых двигателей требуется меньше, т.к. двигатели получают начальную раскрутку от авторотации, и процесс одновременного запуска происходит свободнее и быстрее, чем на земле. Для проверки и отработки подъёмных двигателей в наземных условиях при обслуживании самолёта может производиться поочерёдный запуск каждого из двигателей от любого из источников сжатого воздуха. Выбор вида запуска (одновременный или групповой) производится включением соответствующего тумблера на панели запуска у лётчика, выбор запускаемого на земле отдельного двигателя — дополнительным включением специального АЗСа. Во всех случаях запуск двигателей и вывод их на режим малого газа производится автоматически после нажатия на кнопку «Запуск». Имеется блокировка на запуск при закрытых створках и решётках.

В силовой установке вертикально-взлетающего самолёта типа ВВА-14 управлению подлежат:

- режим работы подъёмно-маршевых двигателей;
- поворотные сопла подъёмно-маршевых двигателей;
- режим работы подъёмных двигателей;
- створки воздухозаборников, направляющие решётки и дефлекторы подъёмных двигателей;
- выходные поворотные решётки подъёмных двигателей;
- нижние створки подъёмных двигателей.

Управление всеми этими системами и агрегатами должно быть связано друг с другом и производиться в определённой последовательности.

Управление режимом работы подъёмно-маршевых двигателей практически не имеет никаких особенностей по сравнению с управлением маршевыми двигателями обычных самолётов.

Поворотные сопла подъёмно-маршевых двигателей могут выполнять две функции:

- участвовать только в балансировке самолёта;
- участвовать как в балансировке, так и в управлении самолётом по тангажу.

В первом случае сопло может перемещаться с умеренной скоростью в несколько определённых положений, т.е. может быть переставным. В движение такое сопло может приводиться гидроцилиндром с шариковыми замками в крайних положениях и с гидрозамком в промежуточных, а управляться может автономно от отдельного переключателя на пульте лётчика. Во втором случае сопло должно перемещаться быстро и бесступенчато во всём диапазоне углов поворота. Приводиться при этом оно должно от золотникового гидропривода, а управляться от ручки лётчика через силовую систему управления самолётом.

Управление режимом работы подъёмных двигателей может быть двух видов:

- управление величиной тяги всех подъёмных двигателей одновременно для увеличения или уменьшения подъёмной силы на самолёте при взлёте, посадке и переходных режимах полёта (этот вид управления необходим на любом вертикально-взлетающем самолёте);
- дифференцированное управление тягой отдельных подъёмных двигателей или группы двигателей для создания управляющих моментов по тангажу и крену на переходных режимах полёта (такой вид управления применяется тогда, когда на вертикально-взлетающем самолёте используется не струйная, а силовая система управления).

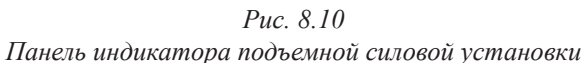
Управление одновременно всеми подъёмными двигателями производится от одного рычага, установленного на левом пульте лётчика (рычаг типа вертолётного рычага «шаг — газ»). Движение от рычага передаётся через самостоятельный промежуточный гидроусилитель с автопилотным входом (возможно управление общим газом подъёмных двигателей осуществлять автоматически при помощи автопилота) и через дифференциально-суммирующие механизмы тангажа и крена силовой системы управления к топливным автоматам каждого из подъёмных двигателей. Управление общим газом можно осуществлять независимо от того, включена в работу силовая система управления или нет. Как мы уже говорили, рычаг

общего газа подъёмных двигателей должен быть расположен в непосредственной близости от рычагов управления газом подъёмно-маршевых двигателей и рычага управления поворотными решётками, что даёт возможность лётчику одной левой рукой раздельно управлять всей силовой установкой самолёта (правая рука лётчика занята ручкой управления самолётом). Однако, на некоторых режимах полёта, например, на разгоне и наборе высоты в процессе взлёта, необходимо одновременно управлять газом подъёмных двигателей, газом подъёмно-маршевых двигателей и поворотных решёток. Для этого в пульте силовой установки имеется специальный электромеханизм, который может перемещать рычаги подъёмно-маршевых двигателей (или рычаги подъёмно-маршевых двигателей вместе с рычагом поворотных решёток после их сцепки) по команде от кнопки, установленной на рычаге газа подъёмных двигателей. Таким образом, лётчик, держа постоянно руку на рычаге подъёмных двигателей, перемещением этого рычага может изменять их подъёмную тягу, а нажатием на кнопку, расположенную под его большим пальцем, изменять режим работы подъёмно-маршевых двигателей и угол наклона вектора тяги подъёмных двигателей, чем влиять на изменение разгонной силы и на балансировку самолёта.

Дифференцированное изменение тяги отдельных подъёмных двигателей производится от ручки управления самолётом через силовую систему управления после включения её в работу. При этом. Проходя через те же дифференциально-суммирующие механизмы крена и тангажа, движение от ручки складывается с движением от рычага, и на топливный агрегат каждого подъёмного двигателя приходит своя определённая команда. Последовательность выполнения операций по управлению всеми системами обеих силовых установок, их взаимная увязка зависит от методов взлёта (вертикальный или точечный) и от режимов полёта и определяется их циклограммами.

Относительная простота конструкции подъёмных двигателей и кратковременность их работы в полёте позволяют подавляющее большинство операций по контролю за состоянием и работоспособностью двигателей и за уровнем их параметров перенести на период наземной проверки и подготовки самолёта. В пилотской кабине должен индизироваться и контролироваться только самый необходимый минимум параметров для определения нормальной работы силовой установки, причём, в форме, легко и быстро воспринимаемой и анализируемой лётчиком. Так. Для каждого подъёмного двигателя на панель подъёмной силовой установки (ПСУ) приборной доски лётчика выносится указатель давления газа за компрессором

При нормальной работе всех подъёмных двигателей концы указывающих ленточек на плоских горизонтальных шкалах индикаторов давления занимают одинаковое по длине шкалы положение и, как бы выстраиваются в сплошную вертикальную линию в каждой группе индикаторов. При нарушении работы одного из подъёмных двигателей ленточка на шкале соответствующего индикатора смещается в сторону, нарушая цельность условных вертикальных линий. При беглом взгляде лётчика на панель этот разрыв в вертикальных линиях сразу же бросается в глаза, лётчик замечает нарушение и, сосредоточив внимание на панели ПСУ, может проанализировать ситуацию. Так же действует и красная лампочка отказа, обращая



I — продольный индикатор давления за компрессором; II — сигнализатор запуска (зеленый свет); III — сигнализатор отказа; IV — незапуск 5-го ПД; V — отказ 8-го ПД (красный свет); VI — условная прямая при нормальной работе ПД; VII — излом прямой при нарушении работы 4-го ПД.

При нормальной работе всех подъёмных двигателей концы указывающих ленточек на плоских горизонтальных шкалах индикаторов давления занимают одинаковое по длине шкалы положение и, как бы выстраиваются в сплошную вертикальную линию в каждой группе индикаторов. При нарушении работы одного из подъёмных двигателей ленточка на шкале соответствующего индикатора смещается в сторону, нарушая цельность условных вертикальных линий. При беглом взгляде лётчика на панель этот разрыв в вертикальных линиях сразу же бросается в глаза, лётчик замечает нарушение и, сосредоточив внимание на панели ПСУ, может проанализировать ситуацию. Так же действует и красная лампочка отказа, обращая

внимание лётчика на произошедший отказ в подъёмной силовой установке и указывая, какой именно двигатель отказал. На панели ПСУ устанавливаются также зелёные лампочки (по одной на каждый двигатель) сигнализации о выходе двигателя на режим малого газа при запуске.

Кроме этого, на приборной доске лётчика устанавливаются указатели положения створок воздухозаборников подъёмных двигателей (указывающие угол отклонения створок) и сигнализаторы:

- открытого положения направляющих решёток и дефлекторов воздухозаборников;
- открытого положения нижних створок;
- рабочего положения выхлопных поворотных решёток.

Эта индикация помогает лётчику проконтролировать правильность хода подготовки к запуску подъёмных двигателей, не отвлекая его внимания в полёте от процесса пилотирования самолёта.

9. ГЛАВА ДЕВЯТАЯ

К началу 1972 года был завершён основной цикл экспериментальных исследований на целой группе уникальных моделей с имитацией работающих подъёмных двигателей в аэродинамических трубах ЦАГИ и СибНИА, в гидробассейне филиала ЦАГИ, а также на полунатурном газодинамическом стенде-аналоге в Геленджике.

Были получены очень интересные результаты, позволяющие понять физику процессов, происходящих при обтекании самолёта типа ВВА-14 с многодвигательной подъёмной силовой установкой на различных этапах взлёта, посадки на сушу и воду и на переходных режимах, определить основные закономерности воздействия на такой самолёт комплекса возникающих сил и моментов, обосновать и выработать ряд рекомендаций по формированию способов обеспечения балансировки, стабилизации и управления.

Постараемся разобраться в тех обобщениях и выводах, которые были сделаны по результатам обработки и анализа этих уникальных, единственных в своём роде материалов.

На режимах взлёта и посадки на самолёт типа ВВА-14 действуют следующие основные группы сил и моментов:

- Тяга подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей (их выходные импульсы) и моменты относительно центра тяжести, создаваемые этой тягой;
- Силы сопротивления движению самолёта от входных импульсов двигателей и моменты относительно центра тяжести, создаваемые этими силами;
- Гироскопические и инерционные моменты двигателей, а также моменты от сил Кориолиса;
- Суммарные аэродинамические силы и моменты, действующие на самолёт при работе подъёмных двигателей в свободном полёте вдали от поверхности;
- Силы и моменты, действующие на самолёт при работе подъёмных двигателей в непосредственной близости от поверхности;
- Силы и моменты, возникающие под действием ветра и неравномерности атмосферы;
- Моменты, возникающие при изменении центровки на режиме висения;
- Силы и моменты, возникающие при отказах подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей.

Рассмотрим каждую из этих групп.

Тяга (выходной импульс) подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей может меняться в процессе взлёта и посадки как по величине, так и по направлению. Управляя рычагами газа подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей, лётчик может изменять величину тяги всех двигателей от значения, соответствующего малому газу, до максимального значения (взлётный режим), управляя поворотными соплами — отклонять вектор тяги обоих подъёмно-маршевых двигателей вниз на 20° - 30° и вверх на 10° - 25° , а управляя поворотными решётками подъёмных двигателей, — отклонять вектор тяги всех подъёмных двигателей назад для разгона на 25° - 30° и вперёд для торможения на 10° - 25° (см. рис. 9.1).

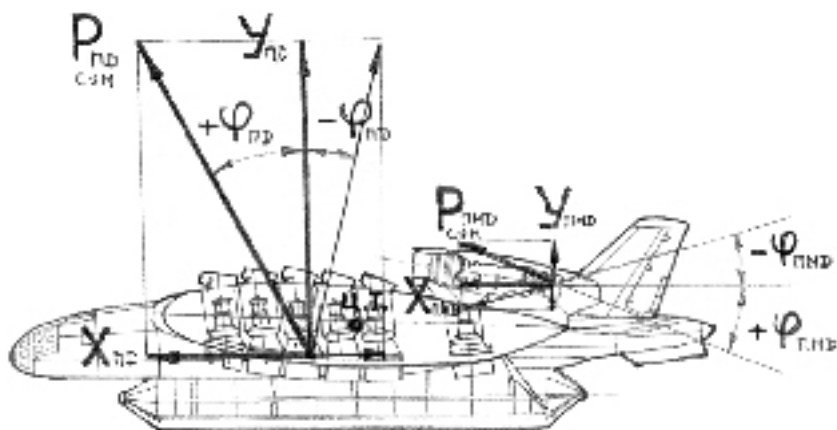


Рис. 9.1
Векторы тяг силовых установок.

На графиках 9.1а и 9.1б показаны примерные зависимости вертикальных и горизонтальных составляющих тяг подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей от режима их работы и от углов поворота ($\varphi_{ПД}$) выхлопных решёток подъёмных двигателей и сопел подъёмно-маршевых двигателей ($\varphi_{ПМД}$) применительно к самолёту типа ВВА-14 (взлётный вес — 40-45т) с 12-ю подъёмными и 2-мя подъёмно-маршевыми двигателями.

Из графиков видно, что при повороте вектора тяги подъёмных двигателей вертикальная составляющая тяги (создающая подъёмную силу) уменьшается незначительно (на 10-13% при максимальном отклонении), а горизонтальная составляющая (создающая разгон и торможение) доходит до 50% полной тяги подъёмных двигателей и по абсолютной величине почти в два раза превосходит разгонную составляющую подъёмно-маршевых дви-

гателей. Аналогичная картина и при повороте тяги подъёмно-маршевых двигателей — поворот вектора почти не изменяя величины горизонтальной составляющей, даёт существенный прирост вертикальной тяги (6т на двух ПМД при $\varphi = 30^\circ$ и $R_{\text{ПМД}} = 1,0$).

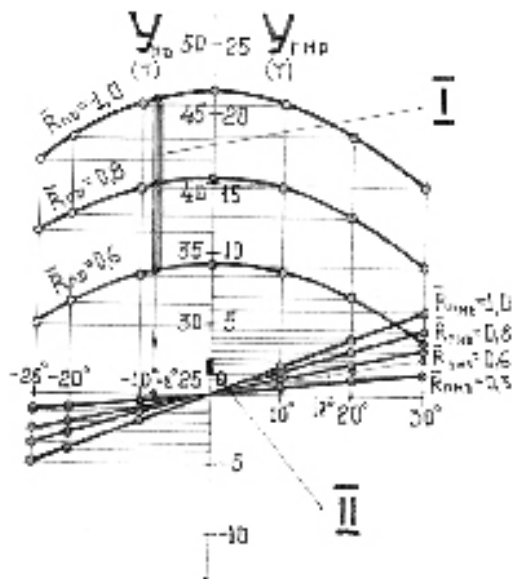


График 9.1а

Вертикальные составляющие тяг подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей $Y_{\text{ПД}} = f(\varphi_{\text{ПД}} V)$;
 $Y_{\text{ПМД}} = f(\varphi_{\text{ПМД}} V)$

I — прирост вертикальной тяги подъёмных двигателей при изменении режима их работы от 0,6 до 1,0и $\varphi_{\text{ПД}} = -8^\circ$; II — прирост вертикальной тяги подъёмно-маршевых двигателей, работающих на режиме 0,5 при изменении $\varphi_{\text{ПМД}}$ от $+17^\circ$ до $+30^\circ$.

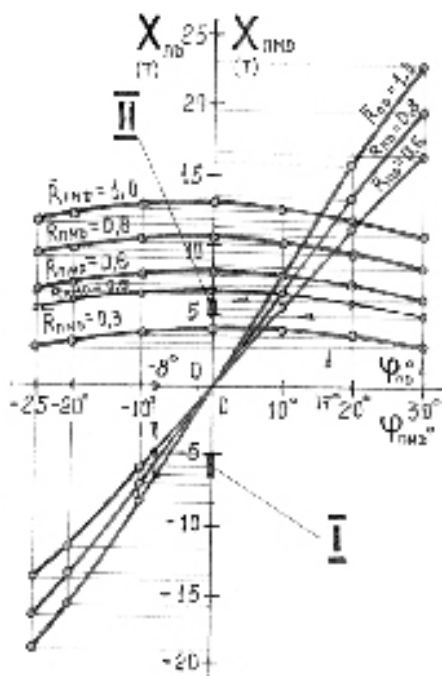


График 9.1б

Горизонтальные составляющие тяг подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей $Y_{\text{ПД}} = f(\varphi_{\text{ПД}} V)$;
 $Y_{\text{ПМД}} = f(\varphi_{\text{ПМД}} V)$

I — изменение горизонтальной составляющей тяги подъёмных двигателей при изменении режима их работы от 0,6 до 1,0и $\varphi_{\text{ПД}} = -8^\circ$; II — изменение горизонтальной составляющей тяги подъёмно-маршевых двигателей, работающих на режиме 0,5 при изменении $\varphi_{\text{ПМД}}$ от $+17^\circ$ до $+30^\circ$.

Компоновка силовой установки вертикально-взлетающего самолёта с составным крылом характерна тем, что (как уже говорилось ранее) равнодействующие тяг группы подъёмных двигателей и группы подъёмно-маршевых двигателей

шевых двигателей не проходят через центр тяжести и, следовательно, создают возмущающие моменты.

На графике 9.1в видно, что тяга подъёмных двигателей во всём диапазоне величин и углов поворота создают кабрирующие возмущающие моменты, а тяга подъёмно-маршевых двигателей — пикирующие моменты.

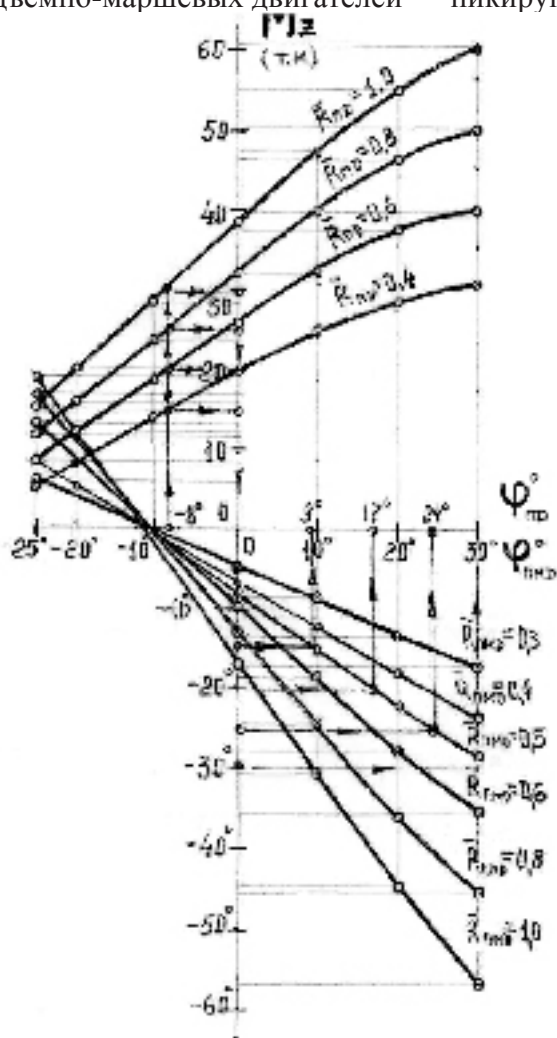


График 9.1в

Возмущающие моменты от тяг подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей

$$M_{z\text{пд}} = f(\varphi_{\text{пд}}, V); M_{z\text{пмд}} = f(\varphi_{\text{пмд}}, V)$$

Эти моменты меняются в широком диапазоне величин (от 10 т м до 60 т м) от изменения режима работы и углов поворота векторов тяг каждой

из групп двигателей и, являясь близкими по величине, но разными по знаку, могут, в принципе, компенсировать друг друга.

Рассмотренная картина сил и моментов справедлива для режимов висения и вертикального взлёта и посадки, когда $V_{\text{поступ}} = 0$.

При скорости, отличной от нуля, выходной импульс двигателей увеличивается. Скорость полёта влияет на выходной импульс посредством количества воздуха, проходящего через двигатель.

$$I_{\text{вых}} = \frac{G_{\text{г}} + G_{\text{т}}}{q} \cdot V_{\text{истеч}} + F_{\text{с}} \cdot \Delta P_{\text{с}}, \quad \text{где } G_{\text{г}} = f(V).$$

При увеличении скорости полёта скоростной напор повышает плотность воздуха, поступающего в двигатель, за счёт чего увеличивается массовый расход воздуха и сам выходной импульс.

На графиках 9.2а и 9.2б показаны зависимости суммарных выходных импульсов подъёмно-маршевых и подъёмных двигателей от скорости полёта.

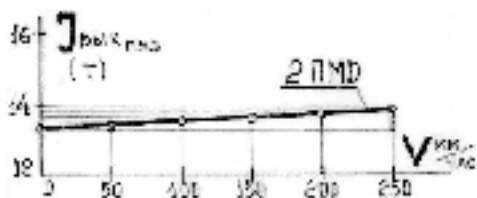


График 9.2а
Выходной импульс подъёмно-маршевых двигателей $I_{\text{вых ПМД}} = f(V)$

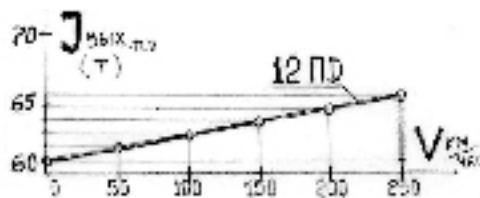


График 9.2б
Выходной импульс подъёмных двигателей $I_{\text{вых ПД}} = f(V)$

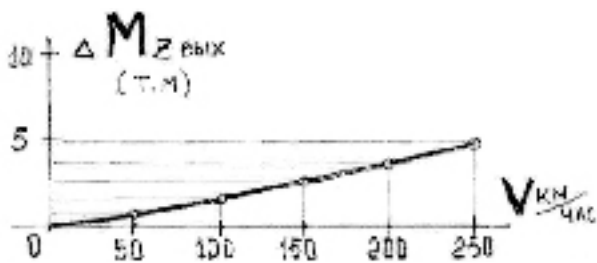


График 9.2в
Дополнительный возмущающий момент от выходных импульсов обеих силовых установок

Из графиков видно, что при скорости 250 км/час (скорость, близкая к $V_{\text{эволют.}}$) суммарная тяга подъёмных двигателей увеличивается на ~ 4 т, а сум-

марная тяга двух подъёмно-маршевых двигателей — на 450 кг. Этот прирост выходных импульсов создаёт дополнительный возмущающий кабрирующий момент, увеличивающийся с ростом скорости и достигающий при эволютивной скорости величины порядка 5 т м (график 9.2в).

2

Через работающие двигатели проходит большая масса воздуха:

- через 2 ПМД — 240 кг/сек (по 120 кг/сек через каждый двигатель);
- через 12 ПД — 2580 кг/сек (по 215 кг/сек через каждый двигатель).

При движении самолёта с определённой поступательной скоростью этот воздух тормозится на входе в двигатель и теряет при этом приобретённое количество движения. Потеря количества движения определяет величину входного импульса двигателей, который выражается как

$$I_{\alpha} = \frac{G_{\alpha}}{g} \cdot V$$

На графике 9.3 показаны зависимости входных импульсов подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей от скорости полёта.

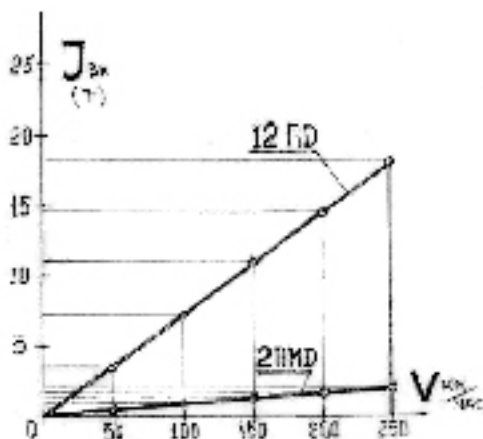


График 9.3

Входные импульсы подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей

$$I_{\text{вх ПД}} = f(V); I_{\text{вх ПМД}} = f(V)$$

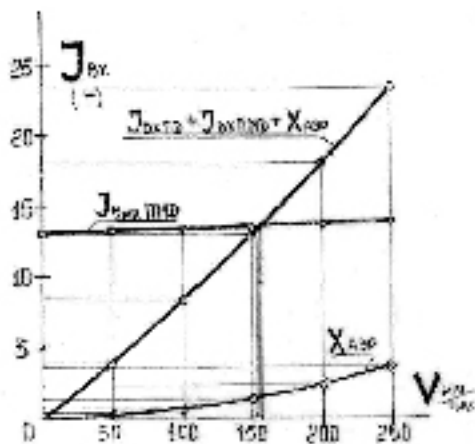


График 9.4

Сравнение суммарного сопротивления с входным импульсом подъёмно-маршевых двигателей

Видно, что входные импульсы на переходных режимах полёта представляют для самолёта с многодвигательной силовой установкой очень суще-

твенную величину (при скорости 250 км/час суммарный входной импульс подъёмно-маршевых двигателей равен 2т, а суммарный входной импульс подъёмных двигателей — 18т). Входной импульс двигателей, направление действия которого совпадает с направлением скорости притекания набегающего потока к заборникам двигателей, является силой, тормозящей движение самолёта. Складываясь с аэродинамическим сопротивлением, он составляет силу лобового сопротивления на переходном режиме полёта.

Из сравнения выходного импульса двух подъёмно-маршевых двигателей с суммарной силой лобового сопротивления ($I_{\text{вх ПМД}} + I_{\text{вх ПД}} + X_{\text{аэр}}$) видно (график 9.4), что на скорости ~ 150 км/час тяга двух подъёмно-маршевых двигателей становится равной силе сопротивления. Это значит, что при работе всех подъёмных двигателей и при направлении их тяги вертикально вверх, разогнать самолёт двумя подъёмно-маршевыми двигателями можно не более, чем до 100-120 км/час, т.е. что одни подъёмно-маршевые двигатели, в принципе, не в состоянии обеспечить получение эволютивной скорости. Этим и объясняется необходимость поворота вектора тяги подъёмных двигателей.

Если при разгоне на взлёте входные импульсы являются вредными силами, мешающими разгону, то при посадке они, наоборот, становятся силами полезными, т.к. создают дополнительное торможение.

Прикладывается входной импульс в том месте, где входящий в двигатель воздух теряет свою поступательную скорость, равную скорости полёта. Для подъёмно-маршевого двигателя — это лопадки входного аппарата компрессора, а для каждого из подъёмных двигателей — это (условно) створки его воздухозаборника (см. рис.9.2).



Рис. 9.2
Векторы входных импульсов

Входные импульсы от всех подъёмных двигателей и двух подъёмно-маршевых двигателей создают относительно центра тяжести возмущающие кабрирующие моменты:

$$M_{Z_{\text{вх}}} = I_{\text{вх ПД}} \sum n a_{\text{ПД}} + I_{\text{вх ПМД}} \sum v b_{\text{ПМД}},$$

где n — количество ПД;
 $a_{\text{ПД}}$ — плечо $I_{\text{вх ПД}}$ до ц.т.;
 m — количество ПМД;
 b — плечо $I_{\text{вх ПМД}}$ до ц.т.

По графику 9.5, на котором показана зависимость суммарного возмущающего кабрирующего момента от входных импульсов по скорости полёта, видно, что при скорости 250 км/час момент равен ~ 20 т.

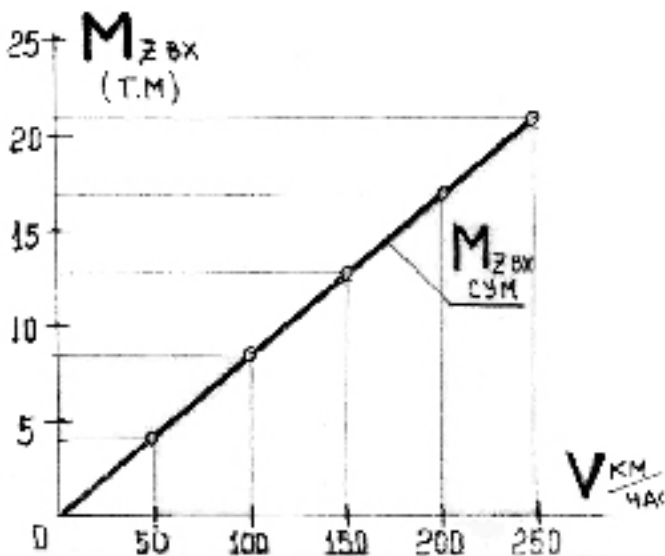


График 9.5

Суммарный возмущающий момент от входных импульсов всех двигателей
 $M_{Z_{\text{вх}}} = f(V)$

3

При работе подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей на самолёте появляются дополнительные возмущающие моменты, связанные с вращением роторных частей:

- гироскопические моменты прецессии, возникающие при изменении углового положения самолёта (при вращении самолёта). Они действуют по всем трём осям, а их интенсивность зависит от моментов инерции роторов двигателей и числа их оборотов;

- инерционные моменты роторов двигателей, возникающие от изменения оборотов при управлении режимами работы. Они действуют по оси X и Y и зависят от моментов инерции роторов и темпа наращивания или сброса оборотов;
- моменты от сил Кориолиса, возникновение которых связано со сложным относительным и переносным движением частиц газа, протекающего через двигатель при вращении самолёта. Действуют они по всем трём осям и зависят от массы газов, проходящих через двигатель, скорости истечения этих газов и скорости углового перемещения самолёта.

Несмотря на то, что на рассматриваемом типе самолёта устанавливается большое количество двигателей, сумма всех перечисленных выше возмущающих моментов (как показывают расчёты) не превышает 2-3 т м (при самом худшем сочетании всех параметров). По этой причине при решении вопросов устойчивости и управляемости среднего вертикально взлетающего самолёта эти моменты можно не учитывать.

4

Силы и моменты, действующие на самолёт при работе подъёмных двигателей и при обтекании его потоком воздуха в свободном полёте вдали от поверхности можно условно разделить на две группы:

- силы и моменты чисто аэродинамические, действующие только при наличии набегающего потока и зависящие от скорости этого потока и от конфигурации самолёта;
- силы и моменты, возникающие от подсасывающего действия мощных выхлопных струй двигателей, а также от деформации набегающего потока и изменения обтекания всего самолёта выхлопными струями на входе в двигатели.

Обе эти группы сил взаимосвязаны, существуют одновременно и действуют на самолёт на всех этапах взлёта и посадки как единый комплекс сил и моментов, который можно назвать суммарным аэродинамическим воздействием. Однако, для удобства анализа их можно рассматривать отдельно.

Чисто аэродинамические силы и моменты выражаются как

$$Y_{aep} = C_Y \cdot \frac{r \cdot V^2}{2} \cdot S; \quad X_{aep} = C_X \cdot \frac{r \cdot V^2}{2} \cdot S; \quad M_{Z_{aep}} = m_{Z_{aep}} \cdot \frac{r \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot b_A;$$

Характер изменения этих сил определяется значением аэродинамических коэффициентов C_x , C_y и m_z , которые зависят от конфигурации самолёта и от режима полёта.

На графике 9.6а и 9.6б показаны зависимости $C_y=f(\alpha)$, $C_y=f(C_x)$ и $m_z=f(\alpha)$, а на графиках 9.7а, 9.7б, 9.8а, 9.8б, 9.9а, 9.9б — зависимости $Y_{\text{аэр}}=f(V,\alpha)$, $X_{\text{аэр}}=f(V,\alpha)$, $M_{Z_{\text{аэр}}}=f(V,\alpha)$ для двух конфигураций нашего самолёта:

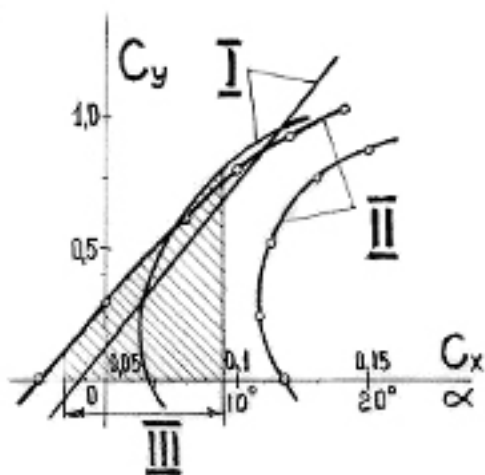


График 9.6а
Зависимости $C_y=f(\alpha)$ и $C_y=f(C_x)$

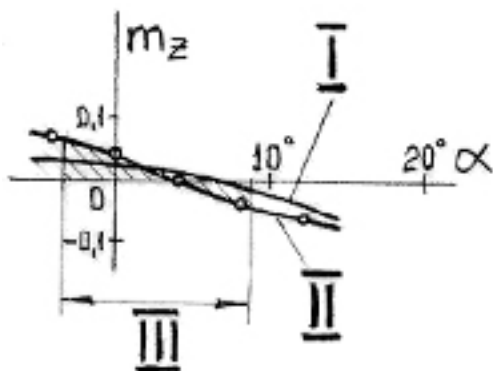


График 9.6б
Зависимость $m_z=f(\alpha)$

- I — створки воздухозаборников и нижние створки закрыты (гладкий ц-н);
II — створки открыты. Просос через подъемные двигатели; III — рабочий диапазон углов атаки для взлёта и посадки.

ПВПУ и закрылки выпущены ($\delta=30^\circ$), заборники и нижние створки подъемных двигателей закрыты (центроплан гладкий). Эта конфигурация соответствует режиму оконченного разгона, когда подъемные двигатели уже выключены и створки закрыты, или режиму начального этапа подготовки к торможению перед посадкой;

ПВПУ и закрылки выпущены, заборники и нижние створки подъемных двигателей открыты, через них идёт просос воздуха с верхней поверхности на нижнюю, но сами подъемные двигатели не работают. Эта конфигурация соответствует началу запуска подъемных двигателей в воздухе перед торможением или выключению подъемных двигателей после разгона. Такая же конфигурация самолёта сохраняется на всех этапах взлёта и посадки при работе подъемных двигателей, поэтому она и является базовой.

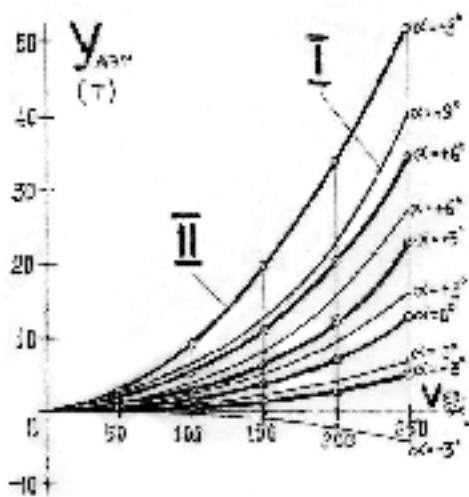


График 9.7а
Зависимость $Y_{\text{аэп}} = f(V)$

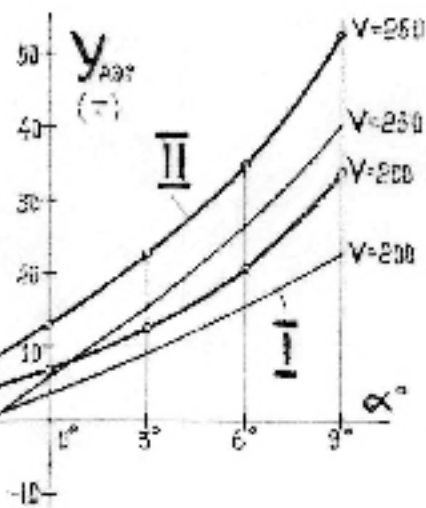


График 9.7б
Зависимость $Y_{\text{аэп}} = f(\alpha)$

$Y_{\text{аэп}}$ — чисто аэродинамическая подъёмная сила.

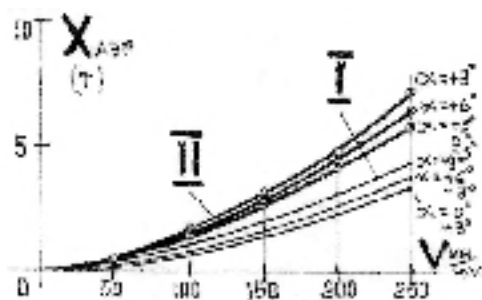


График 9.8а
Зависимость $X_{\text{аэп}} = f(V)$

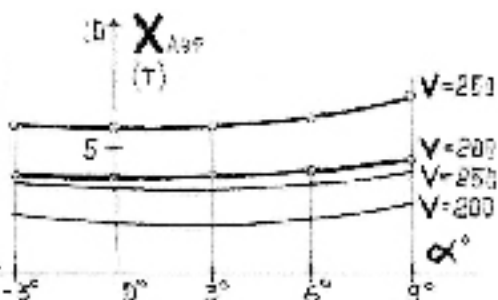


График 9.8б
Зависимость $X_{\text{аэп}} = f(\alpha)$

$X_{\text{аэп}}$ — чисто аэродинамическое сопротивление.

Увеличение подъёмной силы происходит за счёт дополнительных не-сущих свойств створок заборников, которые в указанном диапазоне углов атаки обтекаются безотрывно, и за счёт (и это главное) дополнительной массы воздуха, отбрасываемой вниз через шахты подъёмных двигателей при прососе. Сопротивление увеличивается, в основном, за счёт дополнительного миделя створок воздухозаборников, а также за счёт сопротивления прососу воздуха через шахты.

Из графиков видно, что при открытии заборников и нижних створок и при прососе воздуха через шахты подъёмных двигателей сверху вниз в

диапазоне углов атаки (от -3° до $+9^\circ$), на котором практически происходит разгон и торможение самолёта, подъёмная сила и сопротивление самолёта увеличиваются.

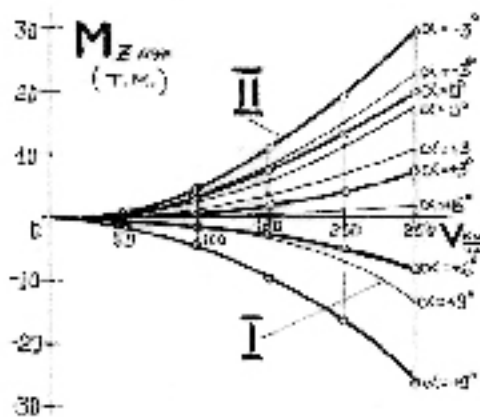


График 9.9а
Зависимость $M_{z\text{ аэро}} = f(V)$

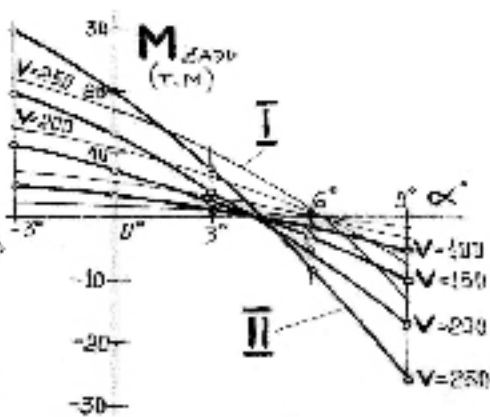


График 9.9б
Зависимость $M_{z\text{ аэро}} = f(\alpha)$

Чисто аэродинамическая подъёмная сила растёт с ростом углов атаки (в указанном диапазоне) и с ростом скорости и достигает при $V=250$ км/час величины порядка 50т. Этого достаточно для поддержания самолёта в воздухе после выключения подъёмных двигателей. Поэтому в процессе их выключения и дальнейшего разгона необходимо увеличивать угол атаки.

Чисто аэродинамическая сила сопротивления в указанном диапазоне углов атаки практически от угла атаки зависит незначительно, и увеличиваясь со скоростью, к концу взлёта достигает величины порядка 5-7т.

При открытии заборников и нижних створок подъёмных двигателей продольный возмущающий момент также растёт по величине. Кроме того, он более резко меняется при изменении углов атаки [более крутой наклон кривой $m_z=f(\alpha)$ и $M_z=f(V,\alpha)$] и достигает при скорости $V=250$ км/час величины от -12 т м при $\alpha=6^\circ$ и -27 т м при $\alpha=9^\circ$ (пикирование) до $+30$ т м при $\alpha=-3^\circ$ (кабрирование). Перемена знака момента происходит при открытых воздухозаборниках и прососе на несколько меньших углах атаки, чем при гладком центроплане (при $\alpha=3^\circ-4^\circ$ вместо $\alpha=6^\circ$). Это значит, что просос смещает фокус самолёта по углу атаки несколько назад. Изменение моментов тангажа по скорости и по углу атаки происходит монотонно.

Как уже говорилось ранее, при работе всех подъёмных двигателей через них проходит очень большая масса воздуха (~ 2600 кг/сек). Этот воздух всасывается через воздухозаборники подъёмных двигателей из пространс-

тва над самолётом и, пройдя через двигатели, выбрасывается в пространство под самолётом в виде скоростных высокотемпературных струй. Из-за компактности расположения всей группы подъёмных двигателей в центроплане эти струи на входе и на выходе из двигателей представляет собой как бы четыре присоединённых к самолёту мощных цельных газовых потоков, два из которых входят в самолёт сверху, а два других выходят из самолёта снизу. Благодаря своим большим размерам (площадь сечения каждой пары этих потоков соизмерима с площадью центроплана) и большой энергии (количество движения выходящих из самолёта газов превосходит взлётный вес самолёта) эти динамические газовые струи оказывают существенное влияние на формирование воздушного потока вокруг самолёта с работающими подъёмными двигателями. Это влияние проявляется в виде возникновения вторичных аэродинамических сил и моментов, которые действуют на самолёт как при висении, так и при движении с определённой скоростью.

При висении вдали от поверхности входящий в самолёт и особенно, выходящий из самолёта скоростной поток газов своим эжектирующим действием вызывает подсасывание к самолёту воздуха из окружающего пространства и этим создаёт наведенные потоки вокруг самолёта. Эти потоки и вызывают появление вторичных аэродинамических сил на этапе висения.

При движении с определённой поступательной скоростью эти мощные потоки газов, обладающие определённой «жесткостью», кроме своего эжектирующего действия оказывают существенное влияние на структуру набегающего на самолёт скоростного потока. Они, как бы являясь присоединёнными к самолёту жёсткими телами, деформируют скоростной поток вокруг самолёта, меняя его лётную конфигурацию, чем вызывают появление дополнительных вторичных аэродинамических воздействий. Их величина и характер зависят от скорости и от режима полёта.

На графиках 9.10а, 9.10б, 9.11а, 9.11б, 9.12а, 9.12б показаны зависимости вторичных аэродинамических сил и моментов от скорости полёта и от угла атаки:

$$Y_{cmp} = f(V, \alpha) \qquad X_{cmp} = f(V, \alpha) \qquad M_{Zecm} = f(V, \alpha)$$

Эти зависимости получены по материалам продувок специальной модели нашего самолёта с имитацией работы подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей в трубе 203 СибНИА. Из графиков видно, что применительно к нашему самолёту на режиме висения ($V=0$) вдали от поверхности на самолёт действуют:

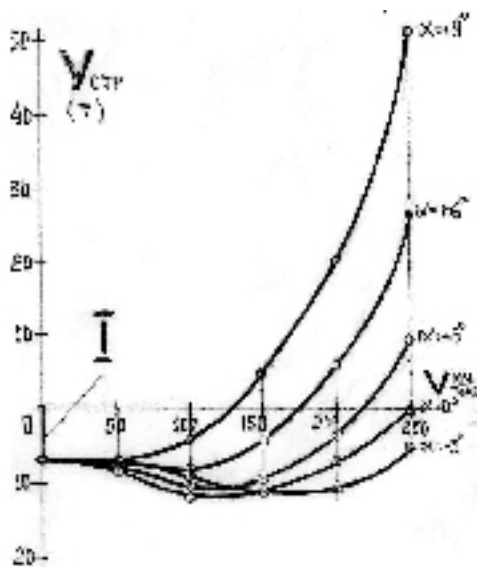


График 9.10a
Зависимость $Y_{стр} = f(V)$

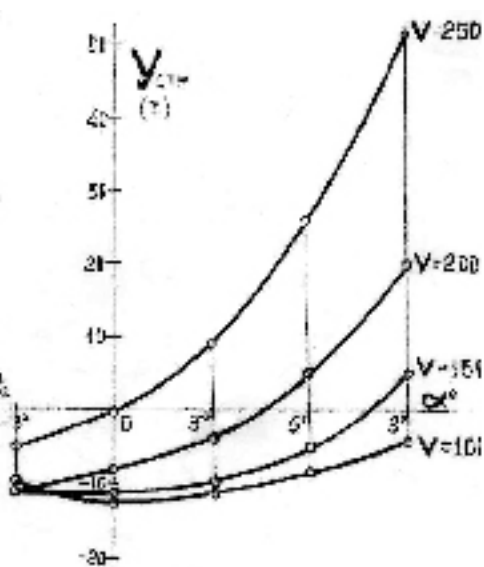


График 9.10б
Зависимость $Y_{стр} = f(\alpha)$

$Y_{стр}$ — вторичная подъёмная сила, наведенная струями подъёмных двигателей.

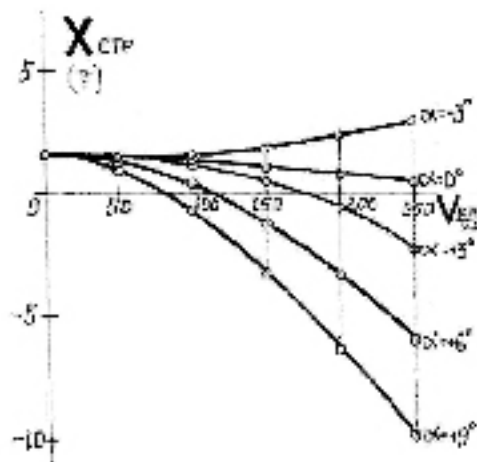


График 9.11a
Зависимость $Y_{стр} = f(V)$

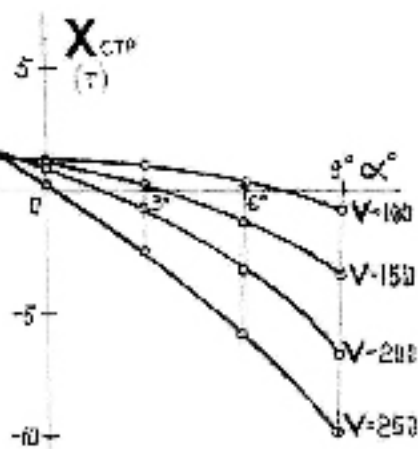


График 9.11б
Зависимость $Y_{стр} = f(\alpha)$

$Y_{стр}$ — вторичная подъёмная сила, наведенная струями подъёмных двигателей.

- отрицательная подъёмная сила, равная 6-7 т (12-14% взлётного веса);
- горизонтальная сила, направленная на хвост самолёта (сила «сопротивления», равная 1-1,5 т;

- возмущающий кабрирующий момент, равный 8-10 т м.

Природу возникновения этих сил и моментов можно объяснить следующим образом. Входящий в двигатели поток и поток, выходящий из двигателей, подсасывают к себе окружающий воздух (см. рис. 9.3).

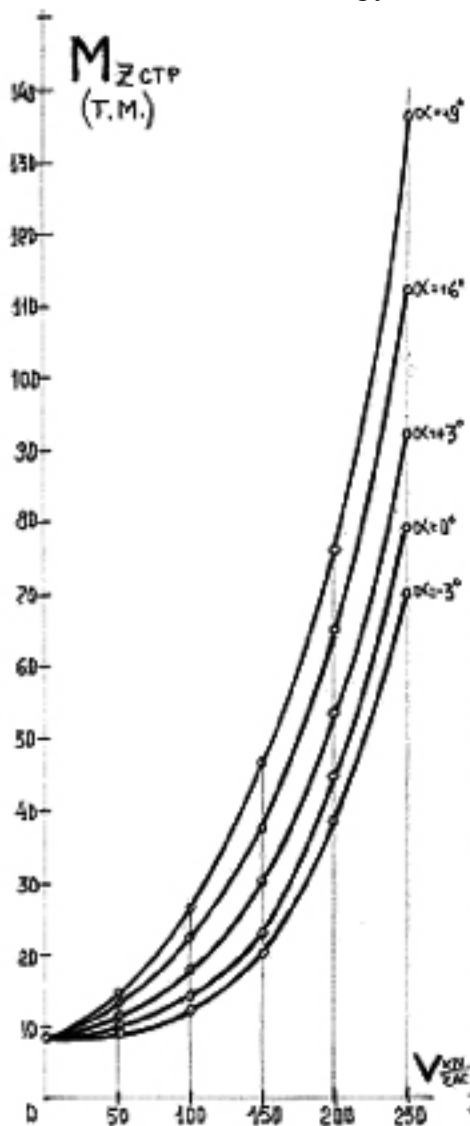


График 9.12а
Зависимость $M_{z \text{ стр}} = f(V)$

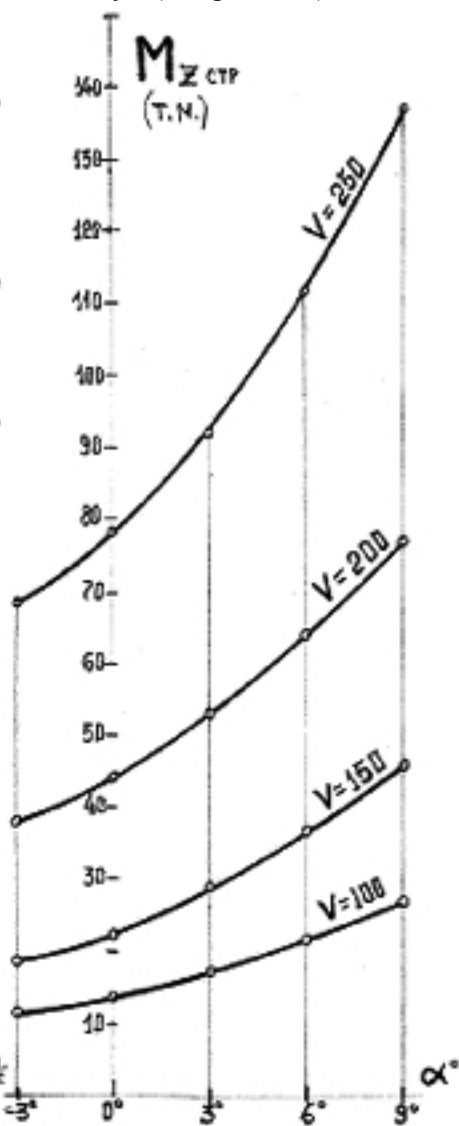


График 9.12б
Зависимость $M_{z \text{ стр}} = f(\alpha)$

$M_{z \text{ стр}}$ — вторичный момент по тангажу, наведенный струями подъёмных двигателей

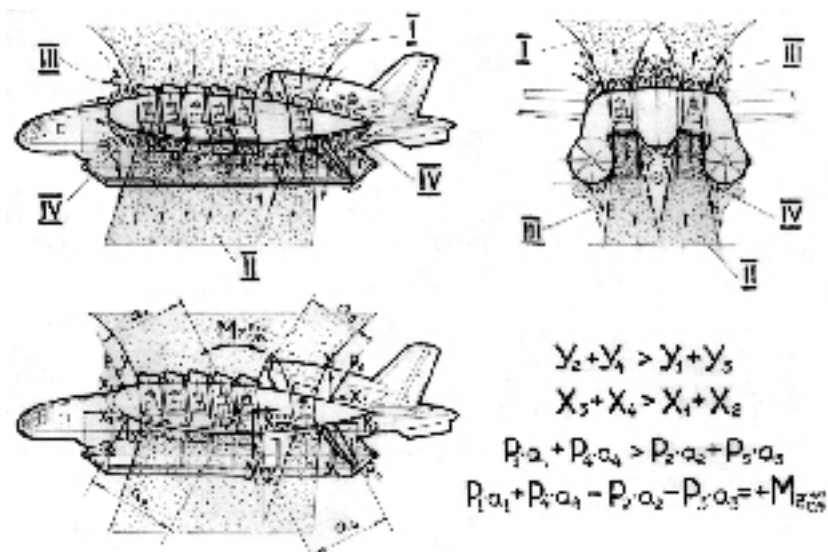


Рис. 9.3

Режим неподвижного висения вдали от поверхности

I — входные струи подъёмных двигателей; II — выходные струи подъёмных двигателей; III — вторичные наведенные потоки воздуха; IV — зоны разрежения от вторичных потоков.

В зоне носка и хвостика центроплана появляются направленные к струям токи воздуха, движущиеся с определённой скоростью вдоль нижней и верхней поверхности этих участков. Это вызывает разрежение на поверхностях.

Но так как выходящий из двигателей поток гораздо интенсивнее входящего, притекающие к нему струи воздуха, движущиеся вдоль нижней поверхности носка и хвостика центроплана, имеют значительно большие скорости, чем струи, обтекающие верхние поверхности. В результате этого на нижних поверхностях носка и хвостика создаются большие разрежения, чем на верхних, и результирующие силы от этого разрежения получаются на обоих участках направленными вниз, что и создаёт общую отрицательную подъёмную силу.

Площадь нижней поверхности хвостика центроплана больше соответствующей площади носка, следовательно, результирующая сила, направленная вниз, на хвостике больше. Чем на носке. Этим объясняется и возникновение горизонтальной силы, направленной назад (начальное сопротивление), и начального кабрирующего момента.

По мере роста поступательной скорости вторичная подъёмная сила на начальном этапе разгона (\sim до 130 км/час) продолжает оставаться отрицательной, меняясь по величине в зависимости от угла атаки от $-5т$ до $-12т$ (см. график 9.10а и 9.10б), а на больших скоростях полёта начинает уменьшать своё отрицательное значение и при углах атаки, больших нуля, на скорости $V=130-220$ км/час становится положительной. После этого её величина растёт по мере увеличения угла атаки и скорости полёта и при $\alpha=6^\circ$ и $V=240-250$ км/час достигает значения $25-30т$, а при $\alpha=9^\circ$ на скорости $V=250$ км/час достигает даже значения $\sim 50т$. Таким образом, если на первом этапе разгона (до 150-180 км/час) вторичное влияние струй приводит к возникновению отрицательной подъёмной силы, которая уменьшает эффективную тягу группы подъёмных двигателей, то на втором этапе (от 180 до 250 км/час) эта сила становится положительной и существенно увеличивает вертикальную энерговооружённость самолёта.

Вторичная аэродинамическая сила сопротивления существенно меняется при увеличении скорости и по характеру, и по величине в зависимости от угла атаки (см. график 9.11а и 9.11б). Так, для малых отрицательных углов атаки ($\alpha=-3^\circ$) сила сопротивления плавно увеличивается по скорости, достигая к концу разгона значения $2-3т$. Для углов атаки, близких к нулю, вторичное сопротивление плавно уменьшается с ростом скорости, приближаясь по мере разгона к нулевому значению. А для положительных углов атаки ($\alpha=3^\circ-9^\circ$), уменьшаясь с ростом скорости, сила сопротивления в диапазоне скоростей от 80 км/час до 180 км/час меняет свой знак и дальше, увеличиваясь, достигает при скорости $V=250$ км/час значения $-(5-6)т$ для $\alpha=6^\circ$ и $-10т$ для $\alpha=9^\circ$. Таким образом, при полёте на положительных углах атаки при разгоне, начиная со скорости ~ 100 км/час, на самолёт начинает действовать вторичная аэродинамическая горизонтальная сила, направленная вперёд по полёту и способствующая разгону самолёта. Эта сила существенно уменьшает вредное аэродинамическое сопротивление на скоростях, близких к эволютивным.

Наиболее существенное значение имеет вторичный аэродинамический возмущающий момент по тангажу, возникающий на самолёте в результате интерференции струй от подъёмных двигателей с набегающим потоком. По мере роста скорости и увеличения углов атаки этот момент, оставаясь постоянно кабрирующим, интенсивно растёт. Достигая к концу разгона (при $V=240-250$ км/час) значения в $70 т м$ — $140 т м$ (для α от -3° до $+9^\circ$ соответственно).

Возникновение таких больших по значению вторичных сил и, особенно, моментов, связанных с интерференцией струй от двигателей со скоростным потоком, является одной из особенностей многодвигательного вертикальновзлетающего самолёта с составным крылом.

Примерную схему возникновения вторичных сил и моментов на центроплане самолёта в процессе его разгона можно представить следующим образом (см. рис. 9.4).

При движении самолёта с определённой поступательной скоростью входные и выходные струи подъёмных двигателей деформируются. Поток на входе, складываясь со скоростью движения, как бы наклоняется от своего вертикального положения вперёд по полёту, а поток выхлопных газов отжимается скоростью назад против полёта. Набегающий поток, обтекая верхнюю часть носка центроплана и взаимодействуя со скоростью входящего в подъёмные двигатели потока, получает дополнительное ускорение и за счёт этого создаёт дополнительное разрежение на носке. В хвостовой части верхней поверхности центроплана подсасывающее влияние входной струи создаёт тенденцию к обратным потокам, что притормаживает скоростной поток и создаёт зону с дополнительным повышенным давлением.

Обтекая нижнюю поверхность носка центроплана, скоростной поток «наталкивается» на «жёсткую» скоростную струю встречного выходного потока, интенсивно тормозится и этим создаёт зону подпора.

На нижней поверхности хвостовой части центроплана скорость обтекающего самолёт потока воздуха и скорость развёрнутого назад потока выхлопных газов способствует интенсивному отсосу воздуха из образовавшейся здесь застойной зоны и создаёт в ней дополнительное разрежение.

Такое перераспределение зон разрежения и повышенного давления на поверхность центроплана сохраняется, в принципе, во всём диапазоне рассматриваемых скоростей полёта и углов атаки. Оно приводит к возникновению двух дополнительных сил: в носовой части — силы, направленной вверх, в хвостовой — силы, направленной вниз (этим объясняется наличие постоянно действующего кабрирующего момента). Величины этих двух сил неуклонно растут при увеличении скорости и углов атаки (чем объясняется постоянный рост момента), но растут неравномерно. Соотношение между передней и задней силой меняется, в результате чего меняется знак, величина и наклон их результирующей. На начальной стадии разгона, в диапазоне скоростей от $V=0$ до $V=150$ км/час задняя сила P_2 , направленная вниз, преобладает по величине над передней силой P_1 , особенно при малых отрицательных углах атаки (чем объясняется некоторый рост на этих режимах

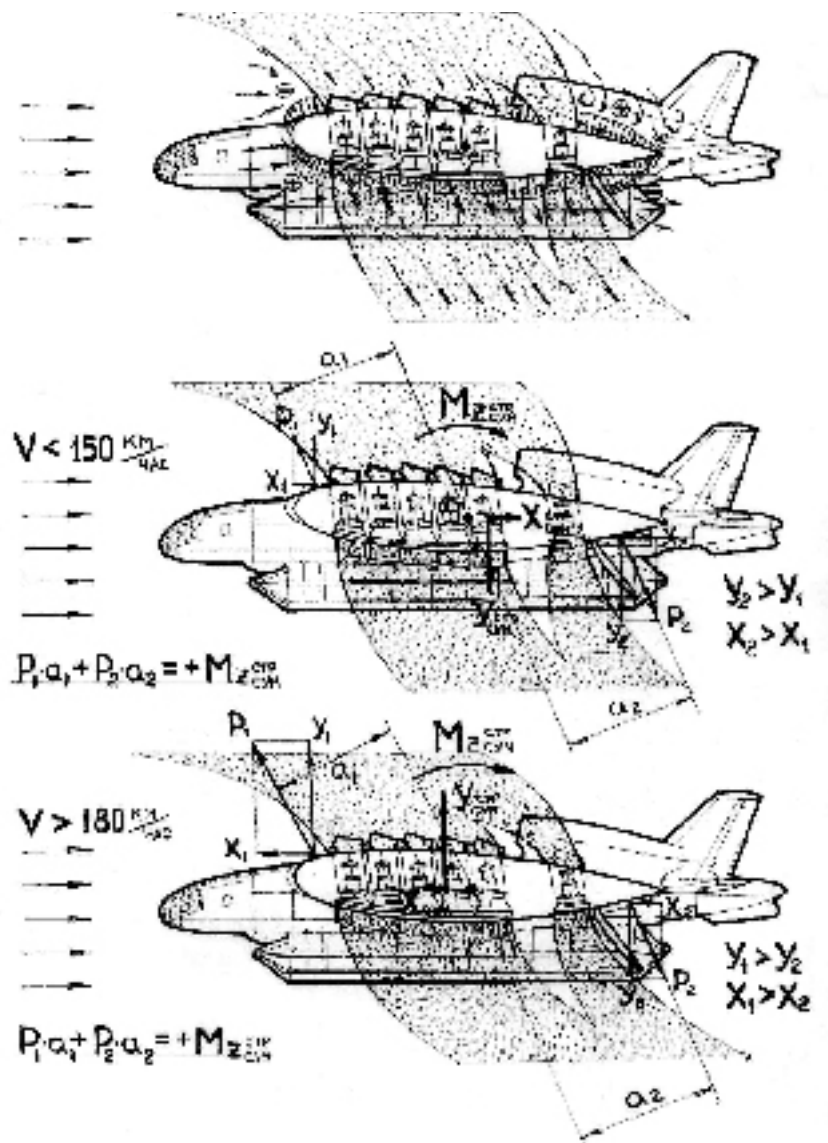


Рис. 9.4

Режим разгона вдали от поверхности

вторичной отрицательной подъемной силы по сравнению с её начальным значением при висении). На втором этапе разгона величина передней силы, направленной вверх, становится больше задней (подпор на нижней части носка растёт по скорости интенсивнее, чем отсос на нижней части хвостика). Эта разница сил увеличивается с дальнейшим ростом скорости и до-

стигает наибольшего значения при больших углах атаки (на этих режимах начинает действовать добавочная положительная подъёмная сила).

Особенность изменения величины и знака вторичного сопротивления также связана с неравномерностью изменения этих двух сил. При больших скоростях полёта на больших углах атаки их равнодействующая получает некоторый наклон вперёд, что создаёт на этих режимах дополнительную разгонную составляющую.

Характер изменения и величины вторичных сил и моментов для режимов на взлёте и торможения при посадке практически одинаковы (изменение направления выхлопных струй подъёмных двигателей не вносит существенных изменений в картину обтекания самолёта и в формирование зон дополнительного разрежения или подпора на поверхности центроплана).

Входные и выходные потоки подъёмных двигателей благодаря своим большим размерам и энергии, в принципе, должны изменять обтекание не только центропланной части самолёта. Они должны влиять также и на деформацию потока, обтекающего консоли крыла и оперения. Однако, из-за больших размеров бортов отсеков и выпущенных ПВПУ, которые являются экраном, отделяющим наиболее энергичный выходящий поток от консолей крыла и оперения, это влияние значительно ослаблено. Оно сводится, практически, к интерференции значительно менее энергичного входного потока со скоростным потоком в зоне сопряжения консолей крыла с центропланом и горизонтального оперения с бортовыми отсеками. Влияние этой интерференции на несущие способности отъёмных частей крыла и горизонтального оперения незначительное, и его можно отдельно не учитывать.

Суммарные аэродинамические силы и моменты, действующие на самолёт при полёте с работающими подъёмными двигателями и представляющие собой (условно) сумму рассмотренных «чисто» аэродинамических (в конфигурации самолёта с прососом через шахты подъёмных двигателей) и вторичных сил и моментов, показаны на графиках 9.13а, 9.13б, 9.14а, 9.14б, 9.15а, 9.15б.

Из этих графиков видно, что на начальном этапе разгона ($V=0-100$ км/час) суммарная аэродинамическая подъёмная сила является отрицательной и равной 6т-7т (на этом этапе полёта самолёт держится только на тяге подъёмных двигателей). В диапазоне скоростей от 100 км/час до 150 км/час при полёте на положительных углах атаки подъёмная сила переходит через ноль и, продолжая увеличиваться по мере дальнейшего разгона, достигает к концу переходного режима величины 40т-65т для $\alpha = 3^\circ-6^\circ$ соответственно и 100т-105т для $\alpha = 9^\circ$. При полёте на углах атаки, близких к нулю, переход на положительную аэродинамическую подъёмную силу происходит на скоростях

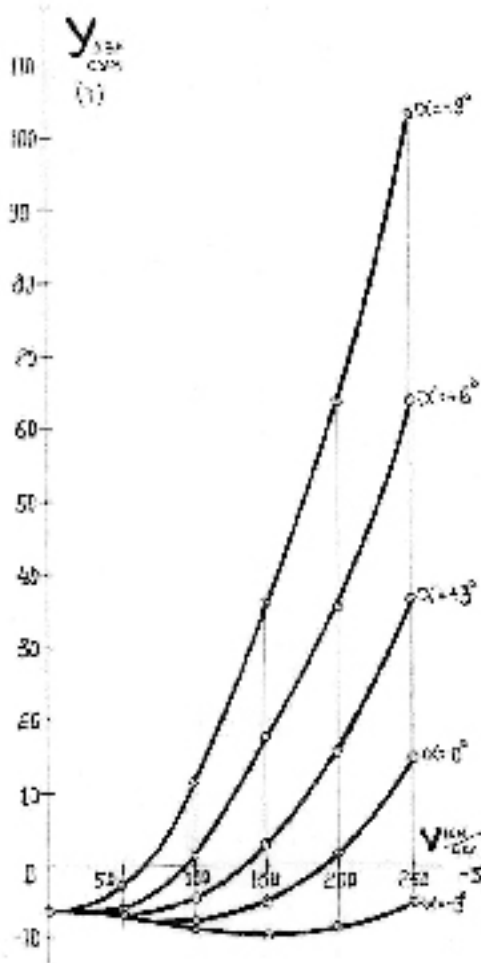


График 9.13а
Зависимость $Y_{\text{аэр сум}} = f(V)$

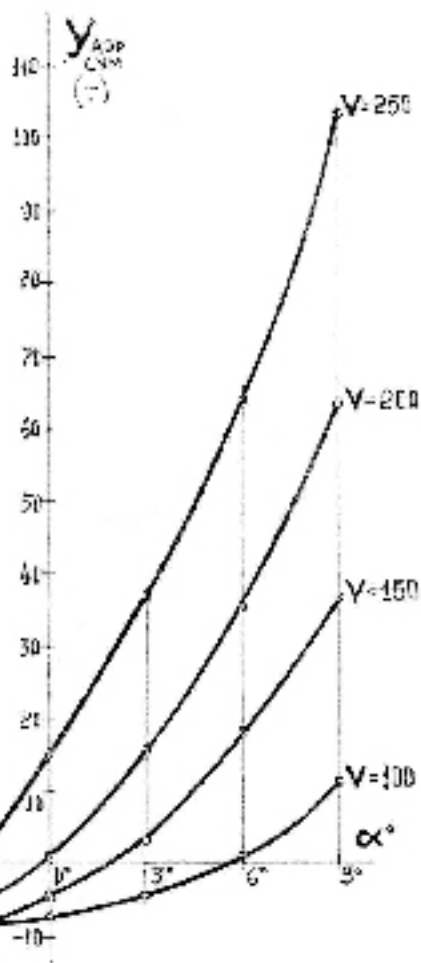


График 9.13б
Зависимость $Y_{\text{аэр сум}} = f(\alpha)$

$Y_{\text{аэр сум}}$ — суммарная аэродинамическая подъемная сила, равная $Y_{\text{аэр}} + Y_{\text{стр}}$

порядка 180 км/час, а при полётах с малыми отрицательными углами атаки ($\alpha = -3^\circ$) аэродинамическая подъемная сила остаётся отрицательной в течение всего разгона. (При разгоне с постоянным отрицательным углом атаки необходимо в процессе выключения подъёмных двигателей переводить самолёт на положительные углы, обеспечивающие получение при эволютивной скорости чистой аэродинамической подъёмной силы, равной весу самолёта).

Суммарная аэродинамическая сила сопротивления также меняется по величине и направлению в зависимости от скорости и угла атаки в широком диапазоне. На углах атаки, близких к нулю и отрицательных, она увеличивается

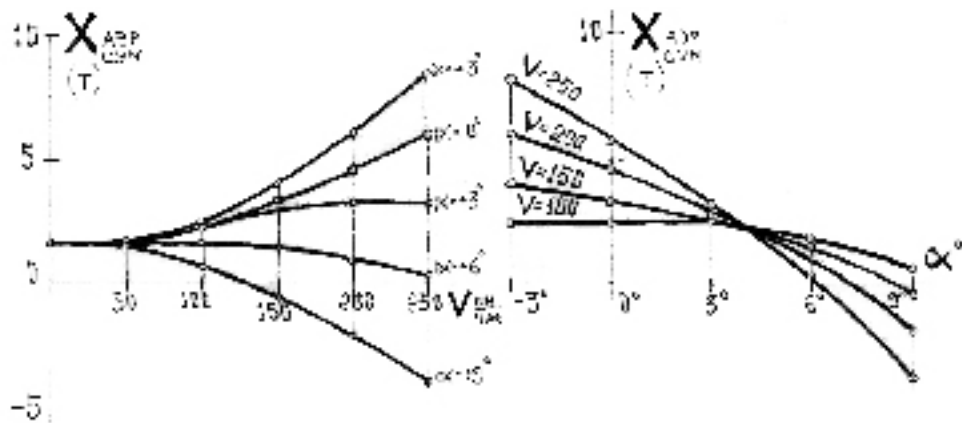


График 9.14а
Зависимость $X_{\text{аэр сум}} = f(V)$

График 9.14б
Зависимость $X_{\text{аэр сум}} = f(\alpha)$

$X_{\text{аэр сум}}$ — суммарная аэродинамическая сила сопротивления, равная $X_{\text{аэр}} + X_{\text{стр.}}$.

по скорости, она увеличивается по скорости, достигая при $V=250$ км/час и $\alpha=-3^\circ$ значения 8т-9т. На углах атаки порядка 6° эта сила, практически не зависит от скорости, оставаясь в течение всего разгона постоянной и равной 1,5т-2т (начальное сопротивление при висении). При полёте на углах, близких к $7^\circ-9^\circ$, сила сопротивления падает, на скорости $V=120-130$ км/час переходит через нуль и, превратившись в разгонную силу, увеличивается до -4т при $V=250$ км/час.

Суммарный аэродинамический момент по тангажу, увеличивая своё значение по скорости полёта, практически не зависит от угла атаки (в пределах рабочих углов $\alpha=(-3^\circ)-(+9^\circ)$ и в течение всего переходного этапа остаётся кабрирующим (здесь перевес оказывает вторичный момент от струй подъёмных двигателей). Имея в начале разгона величину 8-10 т м, суммарный аэродинамический момент достигает к концу переходного режима значения 100-105 т м. Такое большое значение возмущающего аэродинамического момента, который, к тому же суммируется с моментом от входных импульсов, значительно усложняет решение вопроса балансировки и управления самолётом на переходных режимах полёта.

Тот факт, что суммарная аэродинамическая подъёмная сила и сила сопротивления меняются по знаку и по величине в довольно широком диапазоне при сравнительно незначительном изменении углов атаки, а момент по тангажу при этом остаётся практически неизменным от угла атаки, даёт возможность широкого маневра по вертикали при взлёте и посадке за счёт управления тангажом.

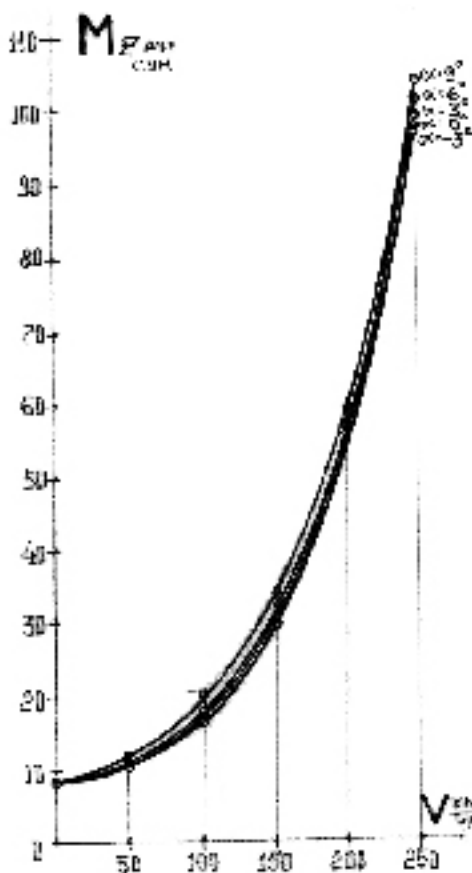


График 9.15а
Зависимость $M_{Z_{\text{аэр сум}}} = f(V)$

$M_{Z_{\text{аэр сум}}}$ — суммарный аэродинамический момент по тангажу, равный
 $M_{Z_{\text{аэр}}} + M_{Z_{\text{стр}}}$

5

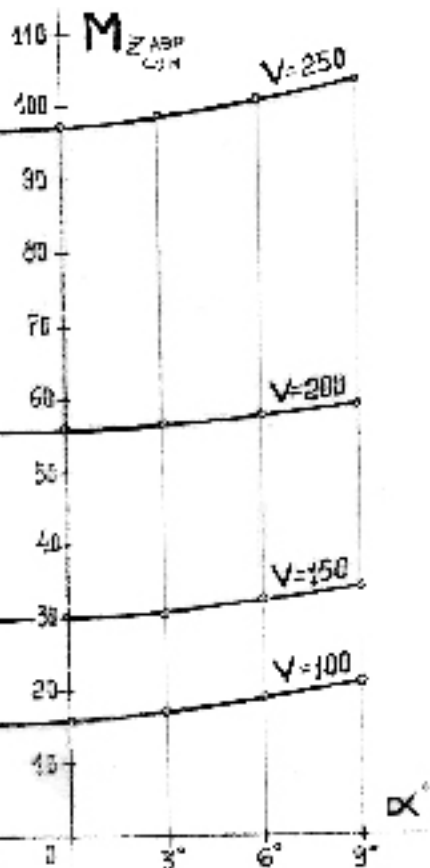


График 9.15б
Зависимость $M_{Z_{\text{аэр сум}}} = f(\alpha)$

Особый интерес представляют режимы висения и движения самолёта с работающими подъёмными двигателями в непосредственной близости от поверхности. На этих режимах к факторам, определяющим возникновение и формирование вторичных аэродинамических сил и моментов в свободном полёте, добавляется и становится доминирующим фактор взаимодействия с корпусом самолёта отражённых от поверхности выхлопных струй подъёмных двигателей. Именно на этих режимах проявляется одна из наиболее интересных и необычных особенностей схемы самолёта ВВА-14. Особенность

эта заключается в том, что в отличие от всех известных схем вертикально взлетающих самолётов с подъёмными турбо-реактивными двигателями, на которых возникающие у поверхности взлётной площадки подсасывающие силы от выхлопных струй уменьшают вертикальную тяговооружённость, на самолёте ВВА-14 на этих режимах, наоборот, возникает существенная дополнительная подъёмная сила. Эта уникальная особенность, связанная с оригинальной компоновкой планера и силовой установки, спрогнозированная Робертом Людвиговичем ещё в самом начале работы над самолётом, получила своё блестящее экспериментальное подтверждение в процессе продувок специальных моделей, о которых мы уже говорили.

На графиках 9.16, 9.17, 9.18 и 9.19, полученных после обработки и обобщения результатов этих уникальных экспериментов, показаны зависимости вторичных аэродинамических сил и моментов от расстояния до экрана и от углов разворота выхлопных струй на входных решётках подъёмных двигателей при неподвижном висении самолёта над твёрдым и водным экраном.

$$Y_{\text{экр}} = f(H, \varphi), \text{ и } M_{Z_{\text{экр}}} = f(H, \varphi),$$

где H — расстояние в метрах от экрана до нижней поверхности баллонов ПВПУ. Эти графики построены для диапазона углов разворота струй от $\varphi = -20^\circ$ до $\varphi = +30^\circ$ и для стояночного угла атаки $\alpha = +1,5^\circ$ (на этом угле при подъёме самолёта над экраном щель, образуемая между поверхностью экрана и нижней поверхностью баллонов ПВПУ, на любой высоте сохраняется равномерной по длине баллонов).

Из графика 9.16, на котором изображена зависимость вторичной подъёмной силы при висении самолёта над твёрдым экраном, видно, что:

- величина возникающей в диапазоне малых высот дополнительной подъёмной силы, зависящей от знака и величины угла разворота выхлопных струй, на высоте $H=0$ при направлении выхлопа вертикально вниз ($\varphi = 0$) и при умеренных углах на разгон ($\varphi = 10^\circ - 20^\circ$) достигает значения 58т (110% вертикальной тяги подъёмных двигателей), а при развороте струй на торможение ($\varphi = -20^\circ$) — значения 43т (81% $R_{Y \text{ ПД}}$);
- при подъёме самолёта над экраном эта дополнительная подъёмная сила резко падает и уже на высотах 0,7м для разгонной и 0,5м для тормозной конфигурации становится равной нулю;
- при дальнейшем подъёме над экраном эта сила становится отрицательной и, независимо от направления выхлопа, плавно приближается к своему значению на висении вдали от экрана ($\sim 7\text{т}$);

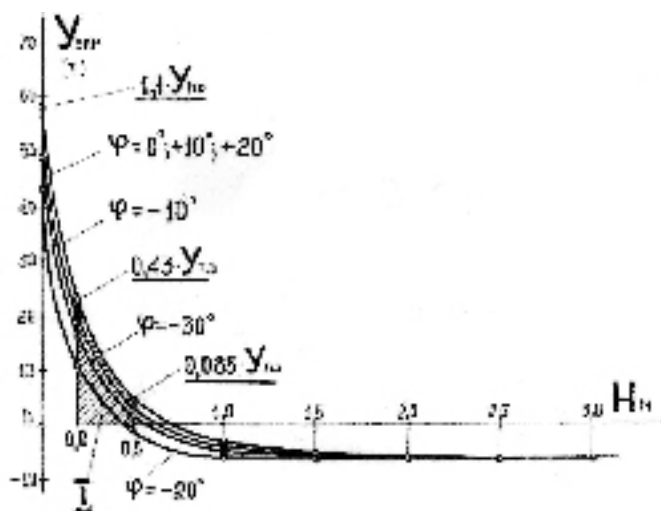


График 9.16

Зависимость вторичной подъёмной силы у твёрдого экрана от высоты над экраном

I — зона рабочих высот

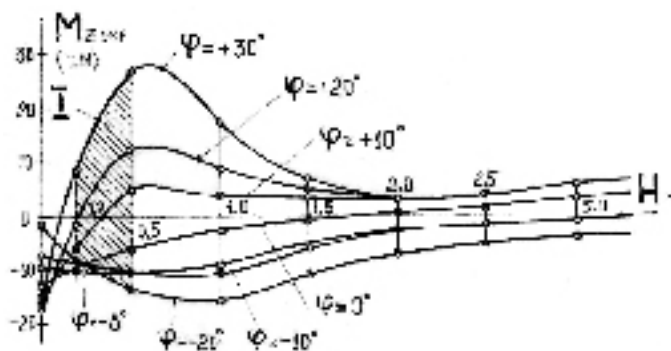


График 9.17

Зависимость вторичного возмущающего момента по тангажу у твёрдого экрана от высоты над экраном

- в диапазоне высот 0,2—0,5 м величина вторичной подъёмной силы в режиме разгона колеблется от 23 т (43% $Y_{\text{ПД}}$) при $H=0,2$ м до 4,5 т (8,5% $Y_{\text{ПД}}$) при $H=0,5$ м. Этот диапазон условно называется «рабочим диапазоном», т.к. именно на этих высотах над твёрдым экраном возможна реализация дополнительной подъёмной силы (эти высоты уже

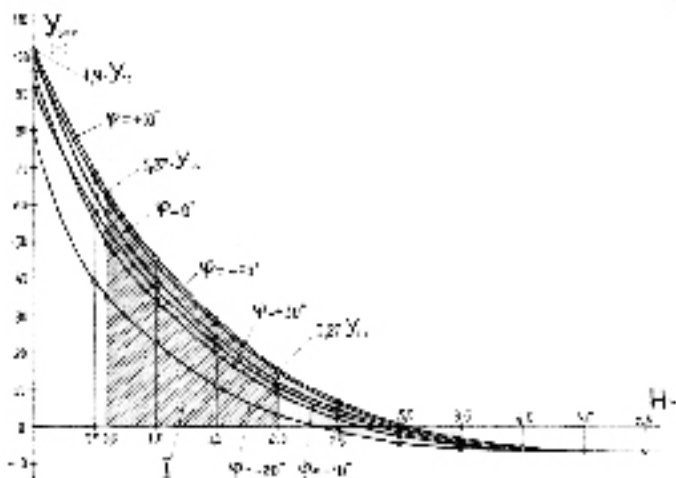


График 9.18

Зависимость вторичной подъемной силы у водного экрана от высоты над водой $Y_{\text{кр}} = f(H, \varphi)$

I — зона рабочих высот

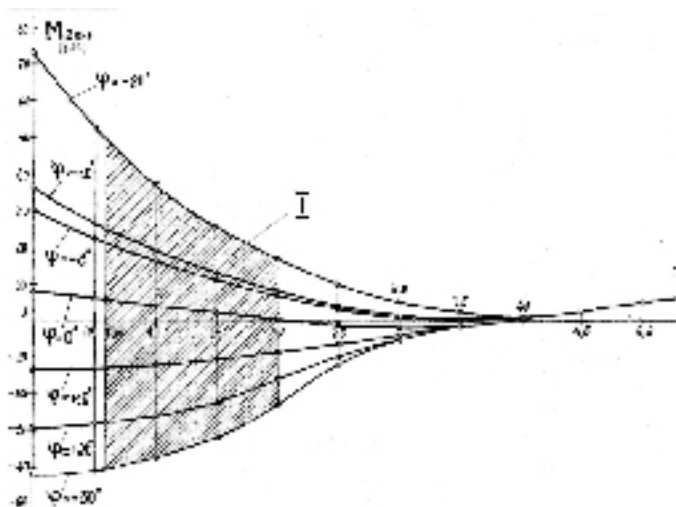


График 9.19

Зависимость вторичных возмущающих моментов по тангажу у водного экрана от высоты над водой $M_{z_{\text{кр}}} = f(H, \varphi)$

I — зона рабочих высот

позволяют осуществлять беспрепятственное движение самолёта над поверхностью с большой скоростью при разгоне и торможении).

Из графика 9.17, на котором изображена зависимость моментов по тангажу от высоты висения над твёрдым экраном, видно, что:

- вторичные моменты (их величины, знак и характер изменения по высотам) коренным образом изменяются в зависимости от направления выхлопных струй подъёмных двигателей;
- при угле разворота струй вертикально вниз ($\varphi=0$) момент по тангажу при $P=0$ является пикирующим и имеет величину -13 т м . По мере увеличения высоты над экраном этот момент, оставаясь пикирующим, плавно уменьшается по своей величине, при $H\approx 2\text{ м}$ становится равным нулю, а при дальнейшем подъёме над экраном переходит в кабрирующий с плавным наращиванием своего значения до начального момента при висении вдали от поверхности;
- при развороте выхлопных струй вперёд, что соответствует режиму торможения, моменты по тангажу, являясь пикирующими, при $H=0$ имеют значение $\sim -3,5\text{—}4\text{ т м}$ для $\varphi = -20^\circ$, -7 т м для $\varphi = -10^\circ$ и -9 т м для $\varphi = -8^\circ$. По мере увеличения высоты над экраном моменты, оставаясь пикирующими, растут при высоте $H=0,7\text{ м}$ до значения -16 т м для $\varphi = -20^\circ$, -11 т м для $\varphi = -10^\circ$ и -10 т м для $\varphi = -8^\circ$ ($\varphi = -8^\circ$ соответствует режиму неподвижного висения), потом плавно уменьшаются по своей величине, при высоте $3,5\text{—}4,5\text{ м}$ становятся равными нулю, а при дальнейшем подъёме переходят в кабрирующие и плавно приближаются к значению начального момента на висении вдали от поверхности;
- при развороте выхлопных струй назад для разгона моменты по тангажу при $H=0$ являются пикирующими и имеют величину, близкую к -18 т м для всех значений φ . По мере подъёма над экраном моменты резко падают и уже при высоте $H=0,12\text{ м}$ для $\varphi = +30^\circ$, $H=0,2\text{ м}$ для $\varphi = +20^\circ$ и $H=0,4\text{ м}$ для $\varphi = +10^\circ$ становятся равными нулю и переходят на кабрирование. Увеличиваясь по мере подъёма, они достигают своих максимальных значений при высоте $H=0,6\text{ м}$ ($+29\text{ т м}$ для $\varphi = +30^\circ$, $+13\text{ т м}$ для $\varphi = +20^\circ$ и $+4,5\text{ т м}$ для $\varphi = +10^\circ$), потом плавно уменьшаются до значения $+4\text{ т м}$ и опять очень плавно приближаются к своему начальному моменту;
- в «рабочем диапазоне» высот максимальные значения кабрирующих моментов равны $+8\text{ т м}$ при $H=0,2\text{ м}$ и $+27,5\text{ т м}$ при $H=0,5\text{ м}$, а максимальные значения моментов на пикирование — соответственно -8 т м и -13 т м .

На графиках 9.21а и 9.21б показаны зависимости вторичных моментов по тангажу от скорости движения вблизи твёрдого экрана $M_{Z_{\text{экp}}} = f(V, H, \varphi)$. Графики построены для «рабочего диапазона» высот в режимах разгона и торможения.

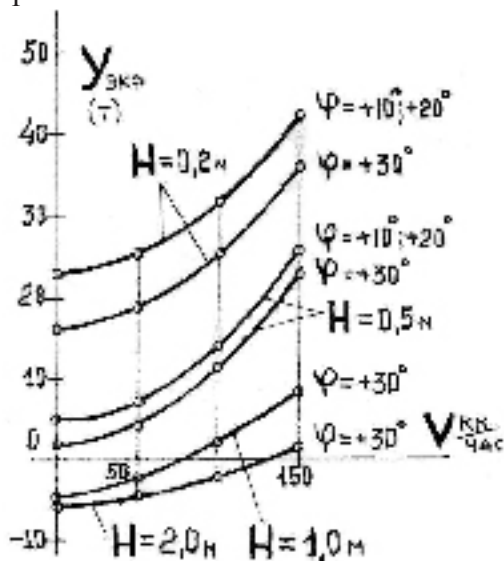


График 9.20а

Зависимость $Y_{\text{экp}} = f(V, H, \varphi)$ на режиме разгона над твёрдым экраном

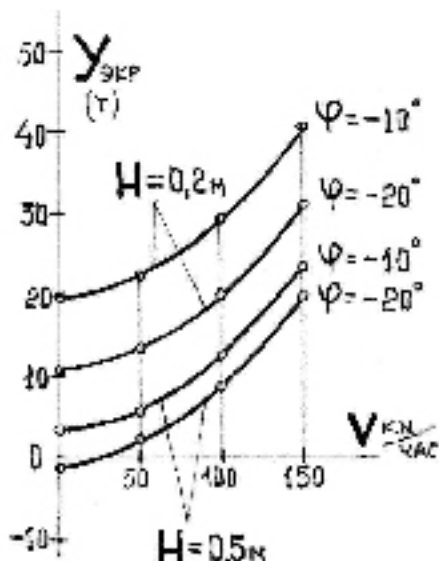


График 9.20б

Зависимость $Y_{\text{экp}} = f(V, H, \varphi)$ на режиме торможения над твёрдым экраном

На графике 9.21а видно, что в режиме разгона при высоте над экраном $H=0,5\text{ м}$ вторичные моменты, изменяясь по скорости и всё время оставаясь кабрирующими, увеличиваются от значений $+27,5\text{ т}$ для $\varphi = +30^\circ$, $+13\text{ т}$ для $\varphi = +20^\circ$ и $+3\text{ т}$ для $\varphi = +10^\circ$ при $V=0$ до 65 т , 50 т и 39 т соответственно при $V=150\text{ км/час}$. На высоте $H=0,2\text{ м}$ кабрирующий момент для $\varphi = +30^\circ$ растёт от $+8\text{ т}$ при $V=0$ до 45 т при $V=150\text{ км/час}$, а для $\varphi = +20^\circ$ и $+10^\circ$ моменты, будучи пикирующими, сначала падают от значения -1 т для $\varphi = +20^\circ$ и $+6\text{ т}$ для $\varphi = +10^\circ$ при $V=0$ до нуля при скоростях 25 км/час и 60 км/час соответственно, а потом, став кабрирующими, растут до 35 т и 30 т при $V=150\text{ км/час}$.

В режиме торможения (график 9.21б) в «рабочем диапазоне» высот кабрирующие моменты падают от значения $+29\text{ т}$ и 22 т при $V=150\text{ км/час}$ до нуля при скорости $V=70\text{ км/час}$ и 95 км/час , а потом, став пикирующими, растут до значения -8 т и -15 т соответственно.

Попытаемся разобраться в природе возникновения и изменения этих вторичных сил и моментов.

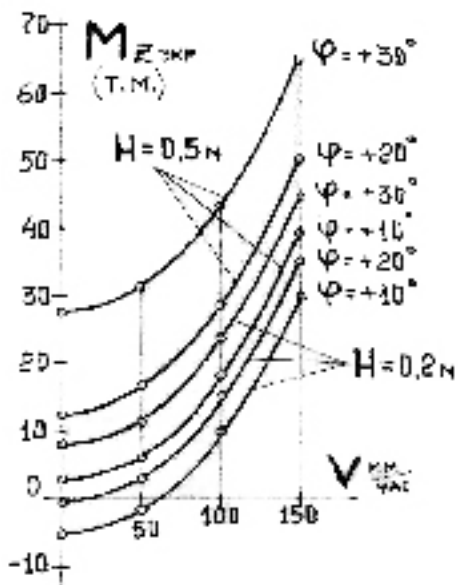


График 9.21a

Зависимость $M_{z_{\text{экp}}} = f(V, H, \varphi)$ на режиме разгона над твёрдым экраном

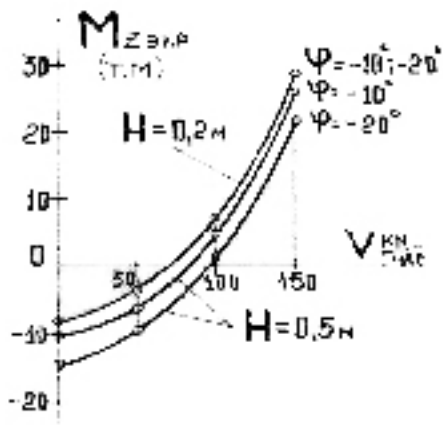


График 9.21б

Зависимость $M_{z_{\text{экp}}} = f(V, H, \varphi)$ на режиме торможения над твёрдым экраном

Самолёт с работающими подъёмными двигателями, висящий в непосредственной близости от экрана, так же, как и самолёт, висящий вдали от экрана, взаимодействует с мощными газовыми потоками, входящими в самолёт сверху и выходящими из него снизу. При этом влияние верхнего потока на подсасывание воздуха к поверхности центроплана и формирование на ней дополнительных зон разрежения, создающих вторичные аэродинамические силы и моменты, практически не отличается по своему эффекту от влияния этого же потока при висении вдали от экрана. А вот поток газов, вытекающих из самолёта вниз, вблизи экрана создаёт другой эффект (см. рис. 9.5).

Скоростные газо-воздушные выхлопные струи подъёмных двигателей, ударяясь о твёрдую поверхность, отражаются от неё, смешиваются друг с другом и поднимаются вверх, заполняя собой всё пространство под центропланом между баллонами ПВПУ и задними и передними подцентропланскими щитками и создают в этом пространстве зону повышенного давления. При неподвижном висении самолёта над твёрдой поверхностью при $H=0$ (начальное стояночное положение), т.е. когда баллоны плотно соприкасаются

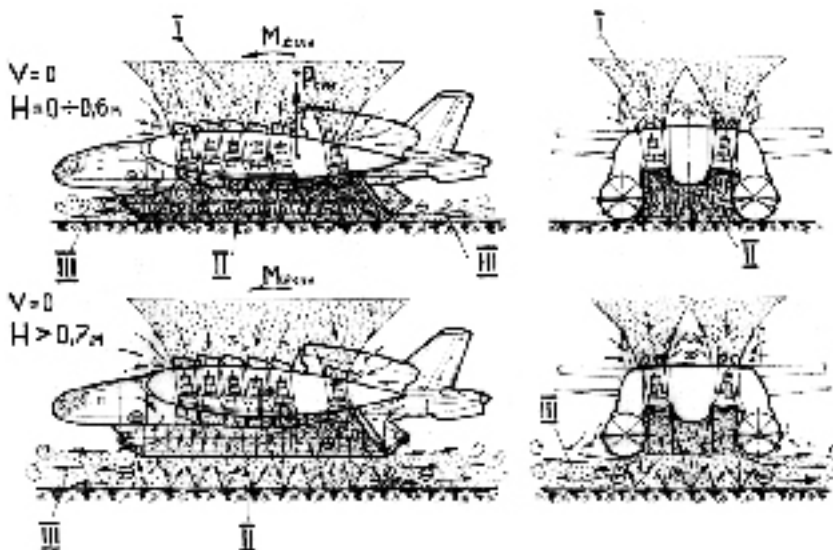


Рис. 9.5

Режим неподвижного висения над твёрдой поверхностью

I — входные струи подъёмных двигателей; II — подпорная зона — воздушная подушка; III — вытекающие из-под центроплана скоростные газо-воздушные потоки

с экраном, под центропланом получается почти полностью замкнутая с трёх сторон (с боков и сзади) камера, в которой и образуется так называемая «подпорная» газовая подушка. Нагнетаемые в эту подушку выхлопные газы могут вытекать из неё только назад через очень узкую щель между задним щитком и экраном и вперёд в проём между экраном, фюзеляжем и передним щитком. Именно эти стеснённые условия для выхода газов и способствуют образованию в газовой подушке такого высокого давления, которое, преодолевая подсос от вырывающихся из-под центроплана струй, создают большую дополнительную подъёмную силу. Её величина зависит от соотношения между давлением в подушке и силами подсоса, которые по своей природе тесно связаны друг с другом. С одной стороны, давление определяется массой и энергией поступающих под центроплан выхлопных газов и степенью ограниченности их истечения из-под центроплана. С другой стороны, силы подсоса определяются интенсивностью истечения, которое, в свою очередь, зависит от этого же давления под центропланом и от той же возможности и тех же условий вытекания газов. Существенное влияние на возникновение повышенного давления под центропланом, на распределение этого давления

внутри воздушно-газовой подушки и на условия истечения газов, от чего зависит величина дополнительной подъёмной силы и, особенно, величина и направление вторичных моментов по тангажу, оказывает ориентация выхлопных струй подъёмных двигателей. Так, при развороте выхлопных струй вертикально вниз ($\varphi = 0$) создаются наиболее благоприятные условия для интенсивного их смешивания после отражения от поверхности и заполнения ими всего объёма под центропланом, для наиболее эффективного перехода их энергии в давление и для минимальной потери этого давления от растекания газов вдоль поверхности экрана.

Этим объясняется возникновение максимальной вторичной подъёмной силы именно при такой ориентации выхлопных струй. А характер и величина вторичных моментов по тангажу при этом определяется неравномерностью распределения давления внутри газовой подушки, что при такой ориентации выхлопных струй зависит от условий истечения газов из-под центроплана. В хвостовой части, в зоне заднего щитка из-за очень стеснённых условий истечения через узкую щель под щитком подпор существенно больше, чем в носовой части, где газы могут выходить из-под центроплана более свободно. В результате этого давление на нижнюю поверхность центроплана в его хвостовой части больше, чем в носовой, что и является причиной возникновения большого пикирующего момента. Но как только под действием дополнительной подъёмной силы и тяги подъёмных двигателей самолёт начинает отрываться от стояночной площадки, и между нижними поверхностями баллонов ПВПУ и экраном появляются зазоры, площадь истечения из-под центроплана резко увеличивается. Выхлопные газы получают возможность вытекать по всей периферии центроплана. Это приводит, с одной стороны, к резкому уменьшению давления в подушке, а с другой стороны, к такому же резкому возрастанию подсосывающих сил в скоростных струях, вырывающихся из-под центроплана. В результате происходит очень быстрое падение дополнительной подъёмной силы. Так, уже при высоте $H=0,2$ м эта сила становится меньше начальной почти в два с половиной раза (23т вместо 58т при $H=0$) (см. график 9.16). По мере подъёма самолёта над экраном суммарная площадь истечения увеличивается, давление в подушке падает, а подсосывающие силы возрастают. Равновесие между давлением в подушке и подсосом в струях наступает при высоте над экраном в диапазоне $H=0,7$. На этой высоте дополнительная подъёмная сила становится равной нулю. При дальнейшем подъёме подсосывающие силы преодолевают ослабевший подпор в подушке и вместо дополнительной подъёмной силы появляется сила обратного знака, уменьшающая тягу

подъёмных двигателей. После высоты 1 м-1,5 м влияние твёрдого экрана на формирование вторичной подъёмной силы практически исчезает.

Изменение момента по тангажу при увеличении высоты над экраном без поступательного движения (выхлопные струи направлены вертикально вниз) происходит более медленно, чем изменение дополнительной подъёмной силы. По мере подъёма самолёта над экраном истечение из-под центроплана, увеличиваясь по интенсивности за счёт большего сечения выхода газов, не меняется по своей структуре вплоть до высоты $H=2$ м. В этом диапазоне высот сохраняется более интенсивный подсос в передней части центроплана и большее давление в зоне заднего щитка, за счёт чего обеспечивается и неизменность знака момента. На самолёт, даже при возникновении отрицательной подъёмной силы, продолжает действовать уменьшающийся по величине, но всё ещё пикирующий момент. И только при высоте $H \geq 2$ м, когда подушка под центропланом из-за значительно возросшей общей площади истечения практически теряет свою силу, и когда основное влияние приобретает подсос, интенсивность которого перемещается в хвостовую часть центроплана, момент меняет знак и превращается в кабрирующий, приближаясь по своей величине по мере подъёма над экраном к значению при висении вдали от экрана.

Изменение направления выхлопных струй подъёмных двигателей влияет на условия формирования как вторичной подъёмной силы, так и моментов по тангажу. При стояночном положении самолёта ($H=0$) и развороте выхлопных струй назад по полёту (что соответствует режиму разгона) возникает такой же, как и при вертикальном направлении струй, пикирующий момент, но большей величины (-18 т м вместо -13 т м). Это происходит за счёт того, что скоростные выхлопные струи, направленные назад, смещают нагнетаемую в подушку массу газов в хвостовую часть центроплана, дополнительно уплотняя её своим скоростным напором. В результате такого перераспределения масс внутри замкнутого подцентропланного пространства происходит ещё большее повышение давления на нижнюю поверхность в зоне хвостового щитка и, как следствие, увеличение пикирующего момента. Но как только при отрыве самолёта от поверхности между баллонами ПВПУ и экраном появляются щели, картина взаимодействия выхлопных струй с корпусом самолёта резко меняется (см. рис. 9.6)

Через образовавшиеся щели газы устремляются из-под центроплана. Однако, характер их истечения отличается от того, который наблюдается при неподвижном висении. При вертикальном направлении выхлопных струй, которые, отражаясь от поверхности и смешиваясь друг с другом,

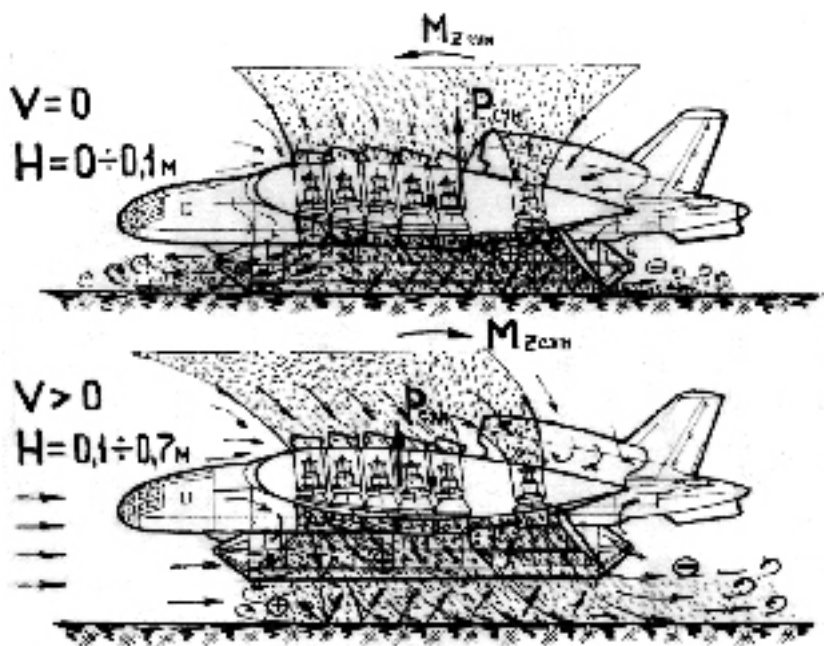


Рис. 9.6
Режим разгона вблизи твёрдой поверхности

создавали под центропланом однородную воздушно-газовую подушку, интенсивность одинакового во всех направлениях истечения определяется только площадью истечения и величиной давления в этой подушке. При повороте же выхлопных струй назад по полёту равномерность истечения по периферии центроплана нарушается. Происходит дополнительное увеличение интенсивности истечения в направлении разворота струй за счёт скорости той части выхлопных газов, которые, вырвавшись из двигателя и изменив направление после встречи с поверхностью, движутся над экраном, не смешиваясь с отражёнными струями. Наиболее интенсивным истечение становится в хвостовой части центроплана. В этой же части возникает и наиболее интенсивный подсос, который преодолевает давление на нижнюю поверхность хвостовой части центроплана и вместе с повышенным давлением в носовой части приводит сначала к резкому уменьшению пикирующего момента, а потом, при дальнейшем росте высоты, к возникновению момента на кабрирование. Этот эффект зависит от величины угла разворота выхлопных струй. Чем он больше, тем интенсивнее движение газов вдоль поверхности, тем большая часть газов выходит из-под центроплана, не отражаясь от поверхности, не смешиваясь и не участвуя в создании

повышенного давления в подушке, но усиливая подсос в вытекающих струях. Чем больше угол поворота, тем меньше прирост вторичной подъёмной силы, тем более резкий переход моментов от пикирования к кабрированию. По мере дальнейшего подъёма самолёта над экраном картина истечения газов не меняется. Силы подсоса в вытекающих струях становятся больше давления слабеющей подушки, а более интенсивное истечение в хвостовой части центроплана и более сильный подсос в этой зоне создаёт постоянно действующие кабрирующие моменты, которые с увеличением высоты сначала растут, а потом, когда влияние экрана слабеет, плавно уменьшаются.

При развороте выхлопных струй вперёд по полёту, что соответствует режиму торможения, масса нагнетаемых под центроплан газов смещается в переднюю часть центроплана (см. рис.9.7).

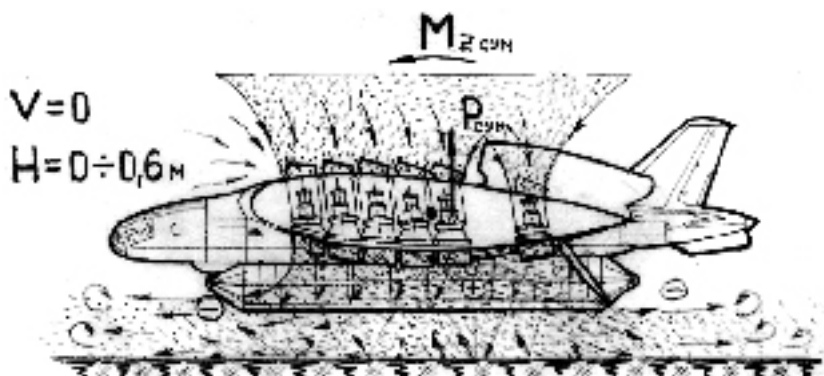


Рис. 9.7
Режим торможения вблизи твёрдой поверхности

При этом часть выхлопных струй от передних подъёмных двигателей, отражаясь от поверхности, уходит через проём под носовой частью центроплана за его пределы и не участвует в создании повышенного давления. Это приводит к падению вторичной подъёмной силы. Одновременно смещение части газов в переднюю часть подушки повышает давление на носовые панели нижней поверхности центроплана и уменьшает это давление на хвостовые панели. В результате пикирующий момент на высоте $H=0$ при таком развороте выхлопных струй имеет меньшее значение, чем при развороте назад или вертикально вниз. Но по мере подъёма самолёта над экраном наблюдается рост величины пикирующего момента. В этом главную роль играют горизонтальные составляющие скорости выхлопных газов, движущиеся вдоль поверхности, которые своей энергией повышают интенсивность истечения через открытое пространство под носом

вой частью центроплана и через передние участки щелей под баллонами ПВПУ. Подсасывающие силы в этой зоне увеличиваются, пересиливают повышенное давление в носовой части центроплана и способствуют росту пикирующего момента. Такое положение сохраняется в диапазоне высот от $H=0$ до $H=1\text{м}-1,5\text{м}$. При развороте струй на торможение, так же, как и при развороте их на разгон, большое влияние оказывает величина угла разворота. Чем больше этот угол, тем большая масса газов выбрасывается за пределы центроплана, не повлияв на давление в подушке, и тем ниже опускается вторичная подъёмная сила при подъёме над экраном. Чем больше этот угол, тем больше интенсивность истечения газов через проём под носовой частью центроплана, тем больше подсос в этих струях и тем больше пикирующий момент. Плавное падение величины пикирующего момента, переход его через нуль и изменение знака, что наблюдается на высотах от $H=1,5\text{м}$ до $H=5\text{м}$, объясняется постоянным, по мере роста подъёма над экраном, увеличением общей площади истечения газов из-под центроплана, снижением интенсивности этого истечения и, как следствие, снижение подсоса и выравнивание его интенсивности по периферии центроплана. В этом диапазоне высот происходит снижение влияния экрана и переход к конфигурации обтекания самолёта в условиях свободного потока.

При движении самолёта с работающими подъёмными двигателями вдоль твёрдого экрана характеристики его подъёмной силы и моментов по тангажу, независимо от высоты движения, возрастают по скорости. Происходит это по той причине, что набегающий скоростной поток, так же, как и при движении вдали от экрана, складываясь с подсосом от входного потока в заборники двигателей, создаёт в носовой части верхней поверхности центроплана, дополнительное разрежение, а на нижней поверхности носка, наталкиваясь на жёсткий встречный поток уплотнённой массы отражённых от поверхности выхлопных газов, создаёт дополнительный подпор. Оба эти эффекта, которые растут по мере увеличения скорости поступательного движения, способствуют росту вторичной подъёмной силы (см. графики 9.20а и 9.20б). Кроме того, на малой высоте по мере роста скорости начинает частично проявляться и так называемый «чистый экранный эффект», т.е. к давлению «подпорной» подушки от подъёмных двигателей добавляется давление от заторможенного под центропланом набегающего потока (скоростной напор переходит в дополнительное статическое давление). Всё это, создавая также постоянную тенденцию к кабрированию, существенно меняет величину моментов по тангажу. При этом. Если до начала движения на определённой малой высоте на самолёт действовал

кабрирующий момент, то по мере увеличения скорости этот момент интенсивно растёт. Если же начальным был момент на пикирование, то при разгоне он сначала энергично уменьшается по величине, а потом, перейдя через нуль и став кабрирующим, довольно резко увеличивается (см. график 9.21а). Такая закономерность характерна как для режимов разгона, так и для режимов торможения (см. граф. 9.21б).

6

Необычные свойства схемы самолёта ВВА-14, которые позволяют получить дополнительную вторичную подъёмную силу вблизи твёрдого экрана, ещё более ярко проявляются при взаимодействии корпуса самолёта и работающих подъёмных двигателей с водной поверхностью. В этих условиях модельные и полунатурные испытания дали буквально феноменальные результаты.

Из графика 9.18, на котором изображена зависимость вторичной подъёмной силы при неподвижном висении самолёта над водой, видно, что:

- величина дополнительной подъёмной силы, значение которой ещё в большей степени зависит от направления выхлопных струй, при высоте $H=0$ почти в два раза превышает аналогичные величины над твёрдым экраном. Так, для $\varphi = 0^\circ$ и $\varphi = +10^\circ$ вторичная подъёмная сила равна 102т (190% $R_{Y\text{ ПД}}$), а для $\varphi = -20^\circ$ — 81т (153% $R_{Y\text{ ПД}}$);
- при подъёме самолёта над экраном эта дополнительная сила падает, но гораздо более плавно, чем над твёрдым экраном. Если там она уже при $H=0,7\text{м}$ становится равной нулю, то над водой она, уменьшаясь по величине, сохраняет своё положительное значение вплоть до высоты $H=3\text{м}$ в режиме висения и умеренного разгона ($\varphi = 0^\circ$ и $\varphi = +10^\circ$) и $H=2,3\text{м}$ в режиме торможения ($\varphi = -20^\circ$);
- при дальнейшем подъёме эта сила переходит через нуль, становится отрицательной, и на высоте 4,5м–5м, на которой влияние экрана постепенно уменьшается, плавно приближается к начальному значению при висении вдали от поверхности;
- в «рабочем диапазоне» высот, который для воды составляет диапазон от $H=0,6\text{м}$ до $H=2,0\text{м}$, вторичная подъёмная сила изменяется от 63т–50т (119% $R_{Y\text{ ПД}}$ - 92% $R_{Y\text{ ПД}}$) в режиме висения и разгона и 53т–95т (100% $R_{Y\text{ ПД}}$ — 65% $R_{Y\text{ ПД}}$) в режиме торможения при $H=0,6\text{м}$ до 15т - 9т (27% $R_{Y\text{ ПД}}$ - 17% $R_{Y\text{ ПД}}$) и 11т–3т (20% $R_{Y\text{ ПД}}$ — 5,7% $R_{Y\text{ ПД}}$) при $H=2,0\text{м}$ соответственно.

При движении самолёта на «рабочих» высотах вдоль водного экрана в диапазоне скоростей от $V=0$ до $V=150$ км/час дополнительная подъёмная сила растёт с такой же интенсивностью, как и над твёрдым экраном (см. график 9.22а).

На высоте $H=0,6$ м эта сила увеличивается от 63т для $\varphi = +10^\circ$, 57т для $\varphi = +20^\circ$ и 50т для $\varphi = +30^\circ$ при $V=0$ до 82, 72т и 69т соответственно при $V=150$ км/час, а на высоте $H=2,0$ м — от 15т, 11т и 9т при $V=0$ до 24т, 20т и 17т при $V=150$ км/час. В режиме торможения от $V=150$ км/час до $V=0$ (см. график 9.22б) вторичная подъёмная сила уменьшается на высоте $H=0,6$ м от 72т для $\varphi = -10^\circ$ и 53т для $\varphi = -20^\circ$ до 53т и 34,5т соответственно, а на высоте $H=2,0$ м — от 19т для $\varphi = 10^\circ$ и 12т для $\varphi = -20^\circ$ при $V = 150$ км/час до 11т для $\varphi = -10^\circ$ и 4т для $\varphi = -20^\circ$ при $V=0$.

Изменение моментов по тангажу в зависимости от высоты над поверхностью воды, так же, как и над твёрдым экраном, зависит от направления выхлопных струй подъёмных двигателей, но имеет более равномерный, «спокойный» характер и существенно больший диапазон величин (см. график 9.19).

На графике видно, что при направлении выхлопных струй вертикально вниз ($\varphi_{\text{ПД}} = 0^\circ$) момент по тангажу при $H=0$ является кабрирующим и имеет сравнительно небольшую величину ~ 8 т м. По мере подъёма самолёта над водой этот момент почти линейно уменьшается по величине и при высоте $H=2,0$ м становится равным нулю. При дальнейшем увеличении высоты этот момент, превратившись в пикирующий и достигнув при $H\sim 3,5$ м значения в 2т м, при высоте $H=4,5$ м снова переходит через нуль и, сделавшись опять кабрирующим, к высоте $H=7$ м достигает своего начального значения при висении вдали от экрана.

При развороте выхлопных струй назад моменты по тангажу при $H=0$ становятся пикирующими и приобретают величину -42 т м для $\varphi = +30^\circ$ (в 2,5 раза больше, чем над твёрдым экраном), -29 т м для $\varphi = +20^\circ$ и 14т м для $\varphi = +10^\circ$. По мере подъёма самолёта над водой пикирующие моменты медленно и плавно уменьшаются по величине, при $H=4$ м становятся равными нулю и, превратившись в кабрирующие, на высоте $H=6$ м переходят к своему значению при висении вдали от экрана. При развороте выхлопных струй вперёд на торможение моменты при $H=0$ становятся кабрирующими, а по величине равными 73т м для $\varphi = -20^\circ$ (в 2,5 раза больше максимального кабрирующего момента над твёрдым экраном) и 37т м для $\varphi = -10^\circ$. Далее, при увеличении высоты, они, оставаясь всё время кабрирующими, плавно уменьшаются до величин в 1,5т м при $H=4$ м, а потом опять растут, приближаясь к начальному значению при висении вдали от экрана.

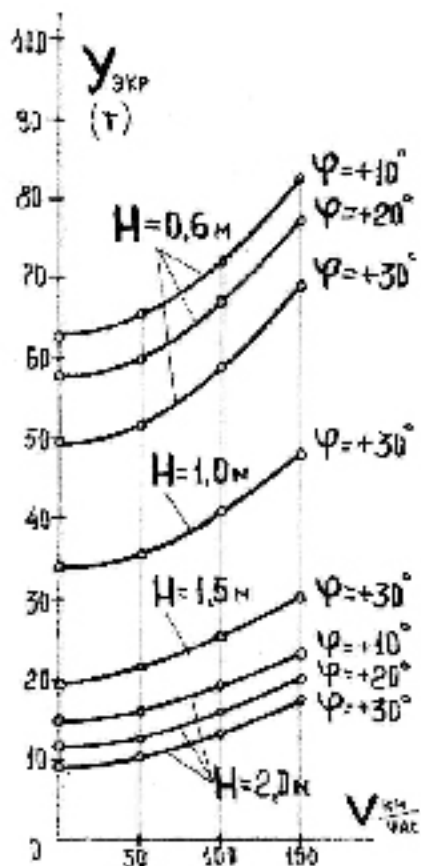


График 9.22а

Зависимость $Y_{\text{экр}} = f(V, H, \varphi)$ на режиме разгона над водным экраном

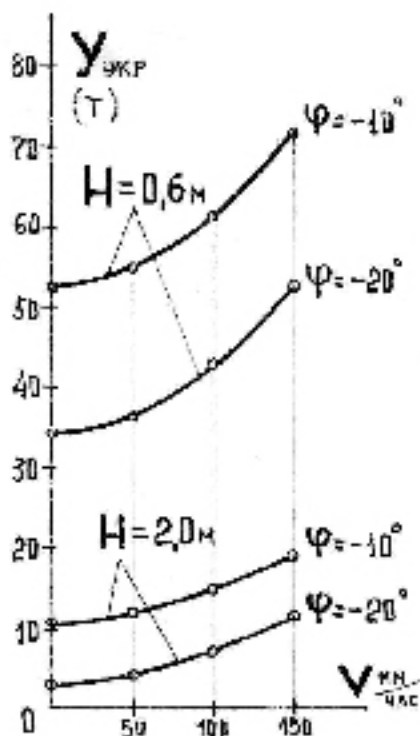


График 9.22б

Зависимость $Y_{\text{экр}} = f(V, H, \varphi)$ на режиме торможения над водным экраном

При движении над водой на «рабочих» высотах по мере роста скорости в диапазоне $V=0-150$ км/час моменты по тангажу как при разгоне, так и при торможении изменяются по тому же закону, что и при движении над твердым экраном (см. график 9.23а и 9.23б).

Так, при разгоне на высоте $H=0,6$ м пикирующие моменты, которые при $V=0$ равнялись -42 т м для $\varphi = +30^\circ$, -29 т м для $\varphi = +20^\circ$ и -14 т м для $\varphi = +10^\circ$ уменьшаются до нуля при $V=150$ км/час, $V=130$ км/час и $V=85$ км/час соответственно, а потом, став кабрирующими, растут до значений 1 т м для $\varphi = +30^\circ$, 11 т м для $\varphi = +20^\circ$ и 24 т м для $\varphi = +10^\circ$. Точно так же пикирующие моменты при высоте $H=2,0$ м уменьшаются от значения 23 т м для $\varphi = +30^\circ$, 16 т м для $\varphi = +20^\circ$ и 9 т м для $\varphi = +10^\circ$ при $V=0$ до нуля

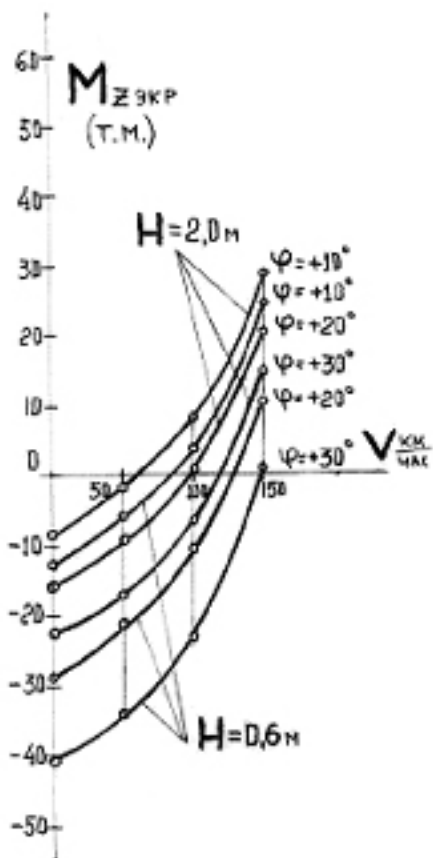


График 9.23а

Зависимость $M_{z \text{ экр}} = f(V, H, \varphi)$ на режиме разгона над водным экраном

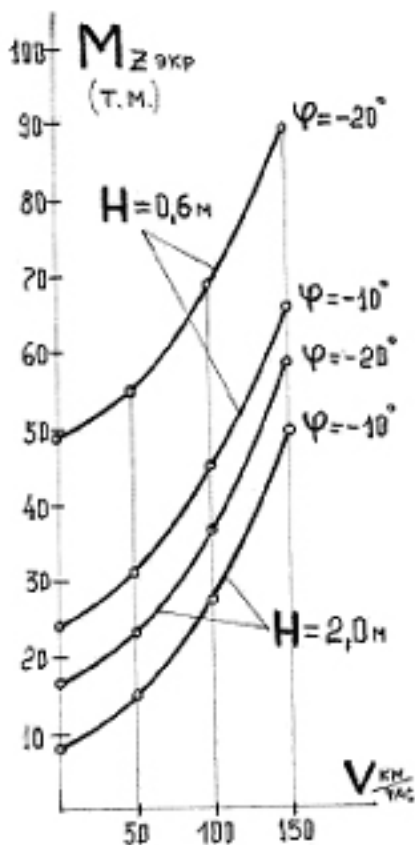


График 9.23б

Зависимость $M_{z \text{ экр}} = f(V, H, \varphi)$ на режиме торможения над водным экраном

на скоростях $V=120 \text{ км/час}$, $V=100 \text{ км/час}$ и $V=60 \text{ км/час}$, а потом растут до 15 т м , 12 т м и 29 т м соответственно. При торможении моменты по тангажу, являясь на всём диапазоне скоростей кабрирующими как на высоте $H=0,6 \text{ м}$, так и на $H=2,0 \text{ м}$, падают от значения $+89 \text{ т м}$ для $\varphi = -20^\circ$ и 66 т м для $\varphi = -10^\circ$ на высоте $H=0,6 \text{ м}$ и от 58 т м для $\varphi = -20^\circ$ и 49 т м для $\varphi = -10^\circ$ на высоте $H=2,0 \text{ м}$ при скорости $V=150 \text{ км/час}$ до значений 49 т м , 24 т м и 17 т м , 8 т м соответственно при скорости $V=0$.

Как видно из рассмотренных графиков, вблизи водного экрана на самолёте ВВА-14 возникает значительно большая вторичная подъёмная сила и большие моменты по тангажу, чем вблизи твёрдого экрана. При этом существенно расширяется и диапазон высот, на которых этот эффект близости экра-

на проявляется. Происходит это из-за особенностей взаимодействия энергичных струй выхлопных газов подъёмных двигателей с водной поверхностью.

Если вблизи твёрдого экрана на корпус самолёта оказывает влияние только отражённые от поверхности и смешанные друг с другом выхлопные струи подъёмных двигателей, то у жидкого экрана выхлопные струи, деформируя и разрушая под собой целостность отражающей водной поверхности, вовлекают в воздействие на корпус самолёта гораздо более плотную, чем сами газы, массу поднятой с поверхности воды, чем существенно меняют характер этого воздействия. Под напором газовой струй каждого из подъёмных двигателей поверхность воды прогибается, образуя впадину параболоидной формы (см. рис. 9.8).

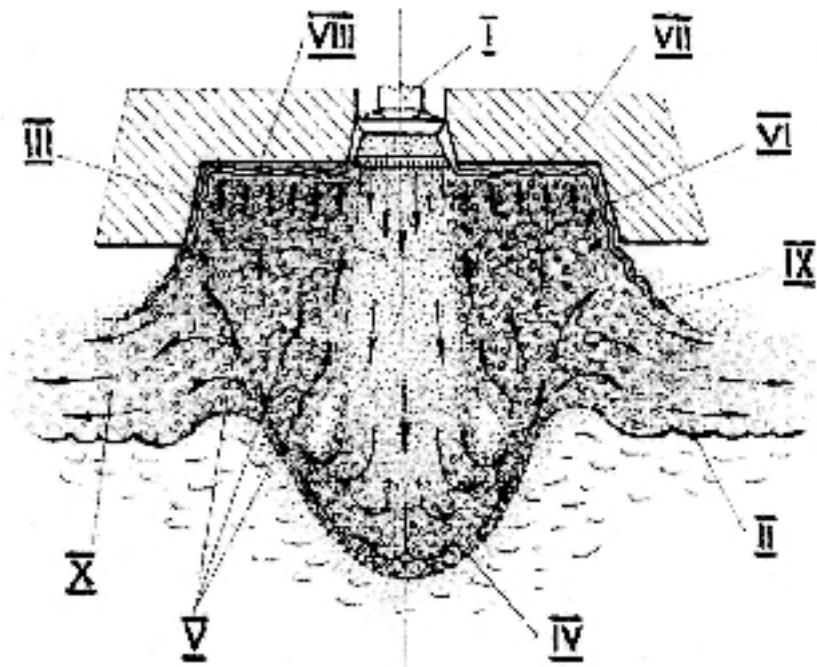


Рис. 9.8

Принципиальная схема взаимодействия выхлопных струй подъёмных двигателей с корпусом самолёта вблизи водной поверхности.

I — подъёмный двигатель; II — водная поверхность III —газо-воздушная выхлопная струя подъёмного двигателя; IV — водяная параболоидная впадина; V — струйный газо-брызговой поток; VI — газо-брызговая подпорная подушка; VII — ударное воздействие газо-брызгового потока; VIII — растекающаяся поверхностная водяная пелена; IX — завеса из водяной пелены; X — вытекающий из-под центроплана газо-брызговой поток.

Глубина этой впадины определяется соотношением гидростатического давления и местного скоростного напора струи. Внутри впадины газовая струя разворачивается и выбрасывается вверх по периферии впадины. Впадина под действием турбулентной выхлопной струи интенсивно пульсирует, её поверхность при этом постоянно теряет устойчивость, на ней образуются волны, с гребней которых газовый поток срывает водяные массы и выносит их вместе с собой. В процессе полёта жидкие объёмы дробятся и превращаются в брызги, создавая восходящий газо-брызговой поток. Вырывающиеся вверх из близкорасположенных соседних впадин такие газо-брызговые потоки смешиваются друг с другом, ударяются о нижнюю поверхность центроплана и заполняют собой всё подцентропланное пространство. Весь объём под центропланом оказывается наполненным смесью выхлопных газов, брызговых потоков и водяного пара (горячие выхлопные газы при контакте с водой вызывают интенсивное парообразование). Эта энергично барботирующая смесь, накачиваемая под центроплан, за счёт тяжёлых капель воды и водяного пара имеет значительно большую плотность, чем чисто воздушно-газовая подушка над твёрдым экраном. В результате в ограниченном объёме под центропланом возникает более высокое статическое давление, что и является основным источником повышенного значения вторичной подъёмной силы. А дополнительным его источником является динамическое воздействие газо-брызгового потока, ударяющегося с большой энергией о нижнюю поверхность центроплана. После удара часть брызгового потока опадает и заново подхватывается газовыми струями, а часть растекается по всей нижней подцентропланной поверхности, стекая в виде сплошной пелены с окаймляющих её конструктивных элементов (с нижних кромок задних и передних подцентроплановых щитков, с нижних стрингеров баллонов ПВПУ, а также с нижней поверхности носка фюзеляжа). Таким образом создаётся своеобразная дополнительная завеса из брызговых струй, которая ещё больше уплотняет воздушно-брызговую подушку. Именно этими особенностями формирования повышенного давления под центропланом и объясняется возникновение такой феноменально большой стартовой подъёмной силы и более медленное её падение при подъёме самолёта над водной поверхностью по сравнению с твёрдым экраном.

При неподвижном положении самолёта на воде, когда баллоны ПВПУ соприкасаются с её поверхностью ($H=0$), а выхлопные струи работающих подъёмных двигателей направлены вертикально вниз, «камера» воздушно-брызговой подушки (пространство под центропланом между баллонами ПВПУ) практически полностью закрыта, т.к. проём под носком центро-

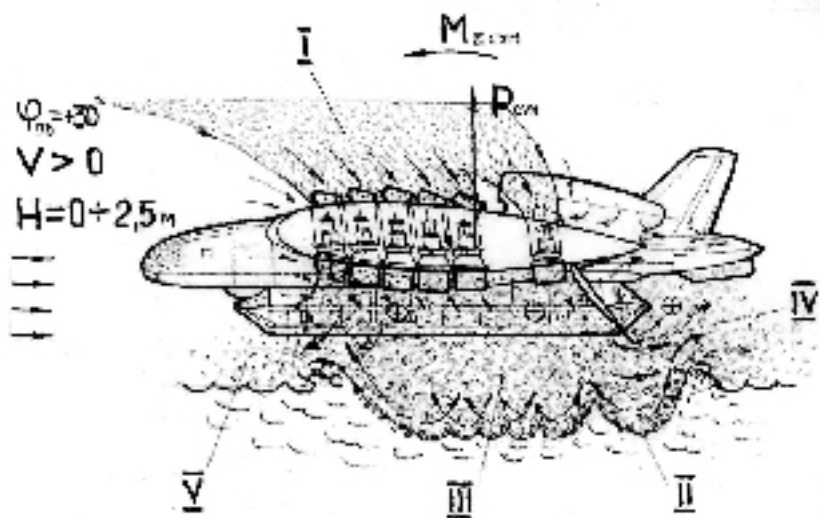


Рис. 9.10

Режим разгона вблизи водной поверхности

I — входные струи подъёмных двигателей; II — водяная впадина; III — подпорная газо-брызговая подушка; IV — завеса от водяной пелены; V — вытекающий из-под центроплана газо-брызговой поток.

вторичная подъёмная сила падает. Это происходит по трём причинам. Во-первых, по причине падения статического давления в подушке из-за увеличения интенсивности истечения газо-брызговой смеси через увеличивающееся свободное пространство под центропланом. Во-вторых, по причине роста подсасывающих сил в вытекающих скоростных струях. В-третьих, по причине уменьшения динамического воздействия брызговых потоков на нижнюю поверхность центроплана за счёт потери их кинетической энергии при удалении от водной поверхности.

А вот более медленный, чем над твёрдой поверхностью, темп снижения величины вторичной подъёмной силы и затягивание положительного эффекта от влияния экрана на значительно большие высоты над водой объясняются, с одной стороны, большей плотностью, вязкостью и инерционностью всей газо-брызговой смеси и, следовательно, меньшей её подвижностью, большей устойчивостью к рассеиванию и меньшей скоростью вытекания из-под центроплана, а с другой — влиянием брызговых завес, которые, уменьшая эффективную площадь истечения, тормозят это истечение и уменьшают скорость падения давления. По мере увеличения высоты над водой доля динамического воздействия на корпус (что определяет

наличие кабрирующего момента в этой конфигурации самолёта) падает, а доля статического давления растёт. По этой причине кабрирующий момент уменьшается, а после высоты $H=3\text{ м}$, когда определяющим для момента становится более высокое статическое давление в задней части центроплана (за счёт менее интенсивного истечения из-под заднего щитка, чем из-под носка центроплана), переходит в пикирующий. На высотах $H=4,5\text{ м}$ – 5 м , на которых влияние экрана уже практически исчезает, и формирование момента определяют, как и в свободном висении, только подсасывающие силы от входных и выходных струй подъёмных двигателей, момент снова становится кабрирующим и приближается по своей величине к значению момента вдали от экрана.

При таком направлении выхлопа вся газо-брызговая масса, образующаяся под центропланом, получает тенденцию к смещению в заднюю часть подцентропланной камеры и к ещё большему увеличению своей плотности за счёт более стеснённого истечения в этой части камеры через узкую щель под задним щитком. Это повышает общее статическое давление под центропланом и приводит (при умеренных углах разворота струй назад) даже к некоторому увеличению вторичной подъёмной силы по сравнению с режимами неподвижного висения или торможения (см. граф. 9.22а). Кроме того, появляющаяся при этом неравномерность распределения статического давления по длине камеры приводит к повышенному давлению в её задней части. Это повышенное давление, а также смещённая назад точка приложения результирующей динамического воздействия отклонённых назад брызговых струй, создают большой пикирующий момент.

Так же, как и при неподвижном висении с выхлопом, направленным вертикально вниз, наибольшие величины дополнительной подъёмной силы и момента по тангажу в конфигурации разгона получаются при $H=0$, т.к. именно на этой высоте наименьшая площадь истечения в сочетании с брызговыми завесами обеспечивают наибольшую замкнутость подцентропланной камеры и позволяет создание в ней наибольшего статического и динамического давления газо-брызговой смеси. При этом падение этой силы при увеличении углов отклонения струй и одновременное увеличение пикирующего момента объясняется частичным выносом газо-брызговой массы из смещённых назад впадин за пределы заднего щитка (чем больше угол отклонения струй назад, тем дальше на хвост смещаются крайние впадины на поверхности воды, тем больше брызговых струй уходит из-под центроплана и тем дальше от центра тяжести точка их соударения с корпусом самолёта, следовательно, тем меньше дополнительная подъёмная сила

и тем больше пикирующий момент). По мере подъёма самолёта над водой и раскрытия камеры особенность структуры газо-брызговой подушки сохраняется, а падение величины вторичной подъёмной силы и пикирующего момента происходит по тем же причинам и с теми же закономерностями, что и в конфигурации неподвижного висения.

При развороте выхлопных струй вперёд по полёту (тормозная конфигурация) водяные впадины на поверхности воды смещаются в переднюю часть центроплана (см. рис. 9.11), а газо-брызговые потоки, вырывающиеся из впадин, тоже наклоняются вперёд. Это смещает в переднюю часть подцентропланной подушки и всю массу газо-брызговой смеси, увеличивая давление на носовой участок нижних панелей центроплана. За счёт того, что в отличие от разгонной конфигурации, наиболее плотные смещённые вперёд массы газо-брызговой смеси имеют здесь возможность более интенсивно вытекать через открытое пространство под носком центроплана, общая интенсивность подушки снижается. Вместе с этим становится меньше, чем при разгоне. И величина вторичной подъёмной силы. Но зато повышенное статическое давление на переднюю часть центроплана и смещение зоны динамического воздействия брызговых струй вперёд на нижнюю поверхность носка фюзеляжа (на большее плечо от центра тяжести) приводит к созданию большого кабрирующего момента. Изменение величин дополнительной подъёмной силы и кабрирующего момента в зависимости

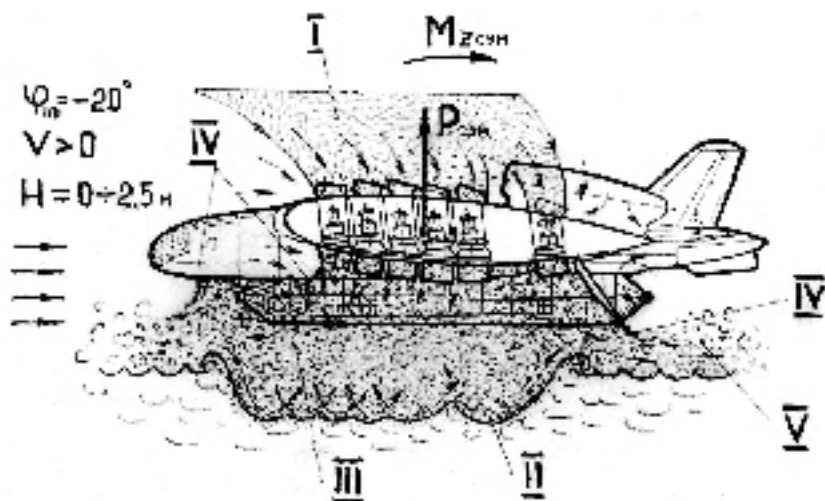


Рис. 9.11
Режим торможения вблизи водной поверхности

I, II, III, IV, V — см. рис. 9.10

от высоты над водой при торможении имеют тот же характер и ту же причину, что и при других конфигурациях.

А природа изменения вторичных сил и моментов, действующих на самолёт при его движении над водой на «рабочих» высотах в диапазоне скоростей до $V=150$ км/час (рост значения суммарной подъёмной силы и постоянная тенденция к кабрированию), такая же, как и при движении над твёрдым экраном.

Уникальная способность самолёта типа ВВА-14 создавать в непосредственной близости от поверхности (твёрдой и, особенно, водной) при висении или движении с работающими подъёмными двигателями значительную, соизмеримую со взлётным весом дополнительную вторичную подъёмную силу существенно расширяет технические и тактические возможности таких самолётов. Эта способность позволяет эксплуатировать их со значительной перегрузкой взлётногo веса без ухудшения основных лётных качеств, что для обычных самолётов и для вертикально взлетающих самолётов любых схем принципиально невозможно. Однако, для реализации этой возможности требуется изменение стандартной методики вертикального взлёта, применяемой на всех известных типах таких самолётов, в том числе и на самолёте ВВА-14 при его расчётном взлётном весе. В этом случае нельзя применять чисто вертикальный взлёт, когда самолёт уходит от поверхности вверх на значительную высоту, зависает на ней, а потом осуществляет разгон, т.к. дополнительная подъёмная сила существует только на очень малой высоте. Нужно применять так называемый «точечный» взлёт, когда самолёт, отрываясь от поверхности и поднимаясь на малую высоту, на которой действует дополнительная подъёмная сила, одновременно производит на этой высоте разгон до скорости, при которой аэродинамическая подъёмная сила крыла компенсирует величину перегруза. Такой взлёт не является классически вертикальным, но он успешно решает ту задачу, ради которой, собственно, и создаются самолёты вертикального взлёта и посадки, — обеспечение безаэродромности, и решает эту задачу в гораздо большем диапазоне взлётных весов, чем это допускается при чисто вертикальном взлёте. Применение такого метода взлёта позволяет самолётам типа ВВА-14 при полётах над сушей увеличивать свой максимально допустимый взлётный вес на 10%-40% (в зависимости от рельефа местности), а при полётах с воды — на 25%-100% (в зависимости от бальности моря). «Точечный» взлёт обеспечивает уход в воздух самолёта без разбега по поверхности. При этом его большая горизонтальная тяговооружённость гарантирует интенсивный и короткий по времени разгон на малой высоте,

сводя протяжённость этого разгона буквально до длины трёх-четырёх корпусов самолёта.

Есть ещё одна особенность режимов движения в непосредственной близости от экрана — все процессы взаимодействия корпуса самолёта с отражёнными от твёрдой или водной поверхности выхлопными газами подъёмных двигателей очень быстротечны.

Мы с вами рассматривали эти процессы отдельными, разделёнными по времени, этапами, как бы в «застывшем» виде на разных высотах, скоростях, углах поворота выхлопных струй и т.п. На самом же деле формирование газовой подушки, изменение высоты над экраном, разгон или торможение происходят одновременно и представляет собой единый динамический процесс. Как говорил Роберт Людвигович, при «точечном» взлёте перегруженный самолёт, стоящий на земле или плавающий на воде, после выведения подъёмных двигателей на взлётный режим, «выстреливается» в воздух, как пробка из бутылки шампанского, и подхваченный горизонтальной составляющей подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей, балансируя на всё время изменяющейся равновесной высоте, энергично набирает скорость, необходимую для ухода из зоны влияния близости экрана. Эта быстрота образования и кратковременность действия газо-воздушной и газо-брызговой подушек, а также постоянное изменение в процессе разгона высоты над экраном позволяет свести к минимуму, с одной стороны, вредное влияние повышенного давления под центропланом на работу подъёмных двигателей (двигатели не успевают отреагировать существенным снижением тяги на противодействие на выходе), а с другой стороны, опасность рециркуляции выхлопных газов и попадание в воздухозаборники газо-брызговой смеси (самолёт успевает вовремя уходить из окружающего его облака отражённых газов и брызговых струй).

Как мы уже говорили, весь предыдущий анализ сил и моментов, возникающих в непосредственной близости от экрана, проводился нами для углов атаки, близких к нулю, т.е. для такого положения самолёта, когда нижняя поверхность баллонов ПВПУ параллельна экрану. Но в действительности величины и характер изменения этих сил и моментов зависят от изменения углов атаки самолёта как при его неподвижном висении над экраном, так и при движении на малой высоте. На графиках 9.24а и 9.24б приведены примеры таких зависимостей.

При $V=0$ увеличение угла атаки приводит к падению вторичной подъёмной силы. На графике 9.24а видно, что величина этого падения зависит от высоты над экраном. Чем меньше высота, тем меньше падение. Подобным

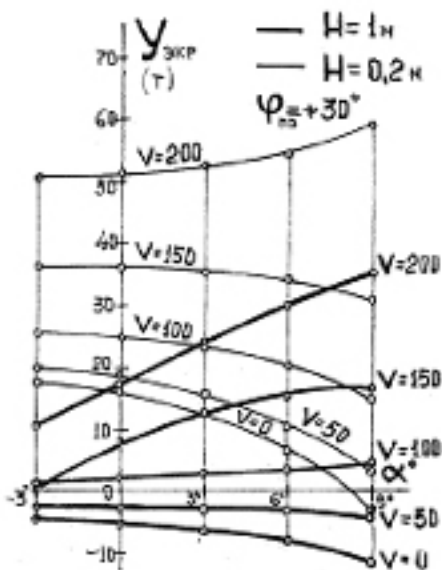


График 9.24а

Зависимость $Y_{\text{экp}} = f(\alpha)$ на режиме разгона над твердой поверхностью на высоте $H = 1\text{ м}$, $H = 0,2\text{ м}$ при $\varphi = +30^\circ$

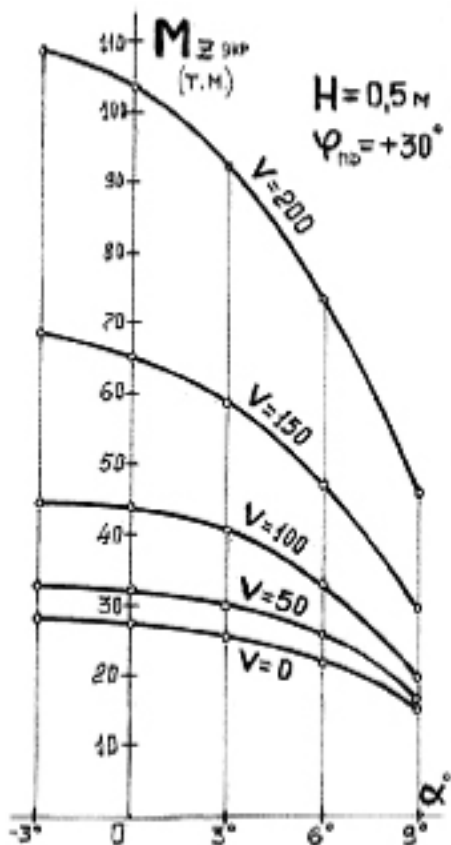


График 9.24б

Зависимость $M_{z_{\text{экp}}} = f(\alpha)$ на режиме разгона над твердой поверхностью на высоте $H = 0,5\text{ м}$ при $\varphi = +30^\circ$

образом изменяется и момент по тангажу при $V = 0$: по мере увеличения угла атаки кабрирующий момент уменьшается (см. граф. 9.24б). Дело в том, что увеличение угла атаки вблизи поверхности происходит за счёт увеличения угла тангажа, т.е. за счёт поднятия носовой части самолёта. Это приводит к нарушению равномерного зазора между баллонами ПВПУ и поверхностью экрана, к увеличению этого зазора в передней части баллонов и к расширению прохода под носком центроплана. Через увеличенные зазоры происходит более интенсивное истечение из-под передней части центроплана, что вызывает снижение общего давления в подушке (падение вторичной подъёмной силы) и его перераспределение по длине центроплана. При этом, чем меньше высота висения, чем меньше началь-

ный проём под носком центроплана и меньше зазоры под баллонами, тем большее относительное увеличение зазоров и изменение общей площади истечения при изменении на единицу угла атаки и тем больше влияние этого изменения на величину снижения давления в подушке и на изменение момента.

При движении над экраном характер изменения суммарной подъёмной силы по углу атаки зависит как от высоты, так и от скорости движения. Анализ экспериментальных материалов показывает, что в диапазоне скоростей от $V=0$ до $V=50$ км/час увеличение угла атаки приводит к падению суммарной подъёмной силы при движении на любой (малой) высоте. При Движении со скоростями от $V=50$ км/час до $V=150$ км/час над сушей падение этой силы сохраняется только на высоте до $H=0,7$ м, а на больших высотах при увеличении угла атаки появляется уже её медленный рост. На скоростях $V \geq 150$ км/час суммарная подъёмная сила растёт с увеличением угла атаки при движении на любых (малых) высотах. При этом, чем больше высота и скорость, тем интенсивнее рост. Такую закономерность можно объяснить тем, что по мере роста скорости и высоты движения самолёта вблизи экрана происходит смена основных источников формирования суммарной подъёмной силы. При скорости $V \leq 50$ км/час на любой высоте, а также на высотах до $0,7$ м (для суши) при скоростях не более $V=150$ км/час, когда положительное влияние близости экрана ещё очень велико, и когда основную роль в составе суммарной силы, как и при неподвижном висении, играет вторичная подъёмная сила от подпорной газовой подушки. Характер изменения этой силы по углу атаки имеет тот же вид и объясняется теми же причинами, что и в условиях неподвижного висения.

При увеличении высоты сверх $0,7$ м (для суши), когда положительное влияние экрана существенно падает, а также при увеличении скорости движения свыше $V=150$ км/час, характер изменения суммарной подъёмной силы по углу атаки определяется уже, в основном, только характеристиками чисто аэродинамической подъёмной силы и экранного эффекта от набегающего потока, которые напрямую зависят от квадрата скорости и углов атаки и при этих скоростях и высотах начинают играть главенствующую роль в составе суммарной подъёмной силы. Такая зависимость суммарной подъёмной силы от углов атаки, высоты и скорости движения позволяют выбирать наиболее выгодную с точки зрения использования максимального перегруза самолёта методику точечного взлёта. Так, например, разгон до скорости $M=50$ км/час на любой высоте от экрана выгодно производить на углах атаки, близких к нулю, разгон над сушей на высотах $H=0,2$ м — $0,7$ м

целесообразно до скорости $V=130$ км/час — 150 км/час производить на углах атаки, также близких к нулю, а на больших скоростях переходить на большие углы атаки; разгон над водой на высотах от 0,7м до 2,0м на всех скоростях желательно выполнять с наращиванием углов атаки по мере роста скорости от $\alpha=3^\circ$ до $\alpha=9^\circ$.

На графике 9.24б, на котором изображён один из примеров зависимости моментов по тангажу от углов атаки для разных скоростей движения, видно, что при увеличении угла атаки кабрирующие моменты уменьшаются, причём, тем интенсивнее, чем больше скорость движения. Объясняется это тем, что к изменению моментов за счёт перераспределения давления внутри подпорной газовой подушки под центропланом при увеличении углов атаки добавляются изменения по углу атаки чисто аэродинамического момента и момента от экранного эффекта, имеющих такой же знак и зависящих от квадрата скорости (см. граф. 9.9б). При такой зависимости на самолёте, выведенном на увеличенные углы атаки, возникает момент, способствующий возвращению его в исходное положение. А это значит, что на режимах неподвижного висения и движения с различными скоростями в непосредственной близости от поверхности сбалансированный самолёт приобретает свойства автоматической устойчивости по углу атаки, чем существенно облегчается задача выполнения точечных взлётов и посадок в перегруженных вариантах.

7

Для того, чтобы самолёт типа ВВА-14 при эксплуатации в амфибийном варианте обеспечивал полную всепогодность и заданную повышенную мореходность, он должен взлетать и садиться на воду при волнении в 5 баллов и выше. Такому волнению всегда соответствует определённой силы ветер, воздействие которого необходимо учитывать при создании системы искусственной стабилизации и управления самолётом.

Неоднородность и турбулентность атмосферы, особенно на малых высотах, приводит к неравномерности ветра, к случайным порывам и пульсациям его скорости по всем трём осям. Порывы ветра вызывают дополнительные возмущающие силы и моменты, действующие на самолёт. Величина и характер возмущений зависит, с одной стороны, от интенсивности порыва, а с другой — от собственного движения самолёта (от наличия и величины собственных вертикальных и горизонтальных скоростей).

Под воздействием порывов ветра на самолёте возникают:

- вертикальная аэродинамическая сила;
- сила сопротивления от входного импульса подъёмных двигателей;
- боковая сила;
- возмущающие моменты:
 - крена;
 - тангажа;
 - курса.

Кроме того, порывы ветра создают дополнительные управляющие аэродинамические моменты от рулей и элеронов, а также аэродинамические демпфирующие моменты по всем трём осям, что частично компенсирует действие возмущающих моментов.

Расчётным случаем по ветровым возмущениям для рассматриваемого самолёта следует считать висение над поверхностью моря при волнении 5 баллов (как наиболее неблагоприятный случай). Это соответствует высоте волны в 2,0-3,5 метра при среднем ветре 12,4 м/сек на высоте $H=6\text{м}$, т.е. шестибальному («сильному») ветру (10,8 м/сек - 13,8 м/сек) по шкале Бофорта. При этом изменение средней скорости ветра по высоте даётся по графику 9.25, из которого видно, что до $H=20\text{м}$ средний ветер сильно меняется с высотой.

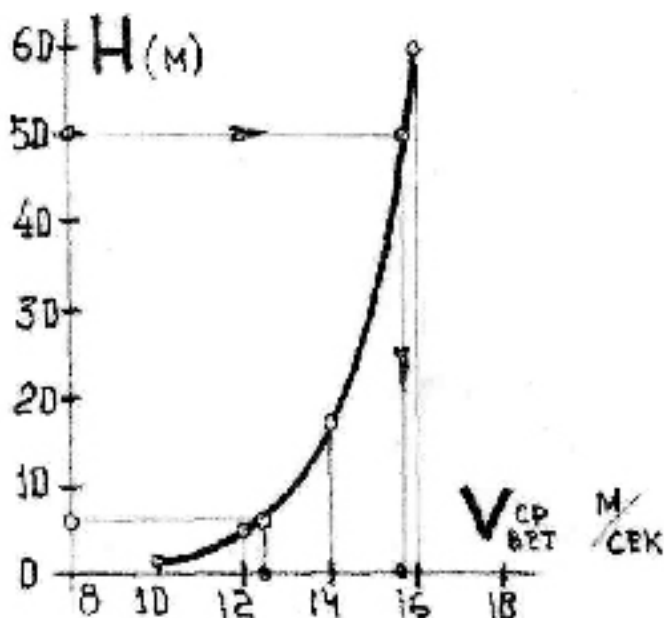


График 9.25
Зависимость средней скорости ветра от высоты

Интенсивность горизонтальных, вертикальных и боковых пульсаций скорости ветра характеризуется соответствующими среднеквадратичными значениями скорости σ_u , σ_w и σ_v , а также масштабом турбулентности (продолжительностью зоны распространения этих пульсаций) по каждому из направлений: L_u , L_w , L_v .

В работе т.т. Караваева и Темлякова из СибНИА показано, что если рассматривать высоту 50м, на которой средняя скорость ветра равна 15,7 м/сек (51,5 км/час), то на самолёт могут действовать порывы ветра со следующей интенсивностью:

- $\sigma_u = 2,5$ м/сек (9 км/час) и $L_u \approx 700$ м;
- $\sigma_w = 2,5$ м/сек (9 км/час) и $L_w \approx 150$ м;
- $\sigma_v = 5,47$ м/сек (19,7 км/час) и $L_v \approx 200$ м.
- $\sigma_\varphi = 20^\circ$ — возмущающее отклонение направления ветра от оси самолёта.

Возмущения от порывов ветра, так же, как и сами порывы, являются случайными, поэтому величины возмущающих сил и моментов, действующих на самолёт, характеризуются их математическим ожиданием и среднеквадратичными отклонениями. Вертикальная аэродинамическая сила от порыва определяется как

$$Y_1 = C_{Y1}(t) q_1(t) S,$$

где C_{Y1} и q_1 — случайные функции времени, вызванные изменениями вертикальной и продольной составляющих скорости ветра. Так как $C_y = f(\alpha)$, то вертикальная сила, практически, зависит от величины и направления порывов (через q) и от изменения угла атаки α за счёт вертикальных порывов.

Для среднего многодвигательного вертикально-взлетающего самолёта типа ВВА-14 математическое ожидание вертикальной силы $M[Y_1]$ от среднего ветра и среднеквадратичное значение этой силы σ_{y1} за счёт порывов может составлять:

- для чистого висения $M[Y_1] = 1,3\tau$; $s_{y1} = 1,1\tau$;
- для движения с поступательной скоростью 36 км/час навстречу ветру при одновременном снижении с $V_y = -18$ км/час; $M[Y_1] = 6,2\tau$; $s_{y1} = 1,4\tau$.

Это значит, что на самолёт на режиме висения или движения с малой скоростью может действовать случайная дополнительная вертикальная

сила, возникающая от порыва ветра, величина которой может меняться в пределах от -2т до $+10,4\text{т}$ (при условии, если в качестве наибольшего возможного отклонения вертикальной силы от её математического ожидания принять величину $3s_{y_1}$). И уменьшение общей подъёмной силы самолёта, и её увеличение за счёт порывистого ветра необходимо на режиме висения компенсировать изменением тяги подъёмных двигателей (увеличением режима работы в случае отрицательной силы и уменьшением в случае положительной), чтобы не допускать просадки и взмывания самолёта.

Сила сопротивления от входного импульса подъёмных двигателей, возникающая от порыва ветра, определяется как

$$X_{\text{вх}} = m_u u,$$

где $m_u = \frac{G_{\epsilon}}{q} \cdot n_{\partial-\epsilon}$;

$G_{\text{в}}$ — суммарный расход воздуха через подъёмные двигатели, а u — средняя скорость ветра.

Для рассматриваемого случая $M [X_{\epsilon-x}] = 3,8\text{т}$; $s_{x_{\epsilon}} = 0,6\text{т}$

Сила сопротивления $X=3,8\text{т}$, возникающая от среднего ветра, должна и может компенсироваться или изменением тяги подъёмно-маршевых двигателей, или дополнительным отклонением решёток подъёмных двигателей, а компенсация случайной составляющей $3s_{x_{\epsilon}} = 1,8\text{т}$, возникающей от пульсации ветра, требует изменения угла тангажа самолёта, как самого быстрого противодействия (при изменении тангажа горизонтальная составляющая тяги подъёмных двигателей, которая может противодействовать ветровой нагрузке, меняется практически безынерционно).

Боковая сила, вызванная порывами ветра, складывается из двух составляющих:

- из аэродинамической боковой силы $Z = C_z^b q S \beta$, которая определяется изменением угла скольжения β из-за случайных колебаний направления ветра;
- из боковой силы, вызванной входным импульсом, который возникает от потери количества движения в боковом направлении воздухом, проходящим через подъёмные двигатели.

Для рассматриваемого случая боковые возмущения могут иметь следующие значения:

- $\sigma_{z \text{ аэп}} = 0,65 \text{ т}$ — для неподвижного висения;
- $\sigma_{z \text{ аэп}} = 1,0 \text{ т}$ — для полёта со скоростью $V = 36 \text{ км/час}$ навстречу ветру;
- $\sigma_{z \text{ вх}} = 1,3 \text{ т}$ — в обоих случаях.

Суммарная боковая сила $\sigma_z = \sigma_{z \text{ вх}} + \sigma_{z \text{ аэп}}$ равна 1,95 т и 2,3 т соответственно.

Для уравнивания боковой силы необходимо управлять углом крена самолёта, создавая этим боковую составляющую тяги подъёмных двигателей, противодействующую ветровой нагрузке.

Возмущающий момент крена от порывов ветра складывается из трёх моментов:

- Момент от действия бокового порыва $M_{xb} = m_x^b \cdot b \cdot q \cdot S \cdot l$. Этот момент зависит от изменения угла скольжения β при боковом порыве (действует непосредственно) и от изменения угла атаки α при вертикальном порыве (действует через изменение $m_x^b = f(\alpha)$ и для рассматриваемого случая выражается в следующих величинах:

$$\text{— } s_{M_{xb}} = 1,53 \text{ т м; } \left[s_{e_{xb}} = 0,035 \frac{1}{\text{сек}^2} \right] \text{— при неподвижном висении;}$$

$$\text{— } s_{M_{xb}} = 2,5 \text{ т м; } \left[s_{e_{xb}} = 0,055 \frac{1}{\text{сек}^2} \right] \text{— при движении со скоростью } 36 \text{ км/час навстречу ветру;}$$

$$\text{Здесь } \varepsilon_{x\beta} = \frac{M_{xb}}{I_x} \text{ — угловое ускорение относительно оси X;}$$

I_x — момент инерции самолёта относительно оси X.

(При $G_{\text{взл}} = 45,5 \text{ т}$ $I_x = 44 \text{ т м сек}^2$; $I_y = 137 \text{ т м сек}^2$; $I_z = 105 \text{ т м сек}^2$)

- Момент от неравномерности распределения скорости ω вертикального порыва вдоль размаха (наличие градиента скорости ω вдоль размаха). Наибольшее возмущение возникает, когда масштаб турбулентности $L\omega$ соизмерим с размахом крыла l . Тогда для рассматриваемого случая

$$\sigma_{\text{Мх градиент}} = 3,34 \text{ т м; } s_{e_{x\beta}} = 0,076 \frac{1}{\text{сек}^2} \text{ — при непрерывном висении;}$$

$$\sigma_{Mx \text{ градиент}} = 5,43 \text{ т м}; s_{e_{xep}} = 0,124 \frac{1}{\text{сек}^2} \text{ — при движении со скоростью}$$

36 км/час навстречу ветру

- Момент, необходимый для компенсации боковой возмущающей силы. Этот момент создаётся лётчиком через органы управления самолётом для ликвидации бокового смещения от боковых сил, но рассматривается, как возмущающий момент крена (вынужденный управляющий момент). Он выражается в величинах:

$$s_{M_y} = 2,63; \sigma_{e_{\psi}} = 0,06 \frac{1}{\text{сек}^2}$$

Суммарный возмущающий момент по крену выражается как

$$\sigma_{M_{\psi}} = \sqrt{\sigma_{M_{\psi_1}}^2 + \sigma_{M_{\psi_2}}^2 + \sigma_{M_{\psi_3}}^2}$$

и в рассматриваемом случае равняется:

- $\sigma_{Mx} = 4,52 \text{ т м} \left[s_{e_x} = 0,103 \frac{1}{\text{сек}^2} \right]$ — при неподвижном висении;
- $\sigma_{Mx} = 6,53 \text{ т м} \left[s_{e_x} = 0,148 \frac{1}{\text{сек}^2} \right]$ — при движении со скоростью 36 км/час навстречу ветру.

Среднестатистическое значение Mx зависит от скорости полёта линейно и возрастает по мере разгона самолёта (см. график 9.26).

Возмущающий момент по тангажу от порывов ветра складывается также из трёх моментов:

- момента, вызванного изменением угла атаки за счёт вертикального порыва ветра

$$M_{Z_a} = m_z^a \cdot a \cdot q \cdot S \cdot e_A,$$

где q и a — случайные величины.

Для рассматриваемого случая

$$\sigma_{Mza} = 0,88 \text{ т м} \left[s_{e_{za}} = 0,0083 \frac{1}{\text{сек}^2} \right] \text{ — для неподвижного висения;}$$

$$\sigma_{Mza} = 1,3 \text{ т м} \left[s_{e_{za}} = 0,0123 \frac{1}{\text{сек}^2} \right] \text{ — для движения со скоростью}$$

36 км/час навстречу ветру.

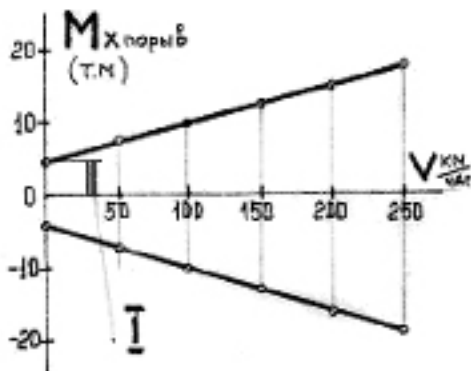


График 9.26

Зависимость среднеквадратичного значения ветрового возмущающего момента $M_{x \text{ порыв}} = f(V)$

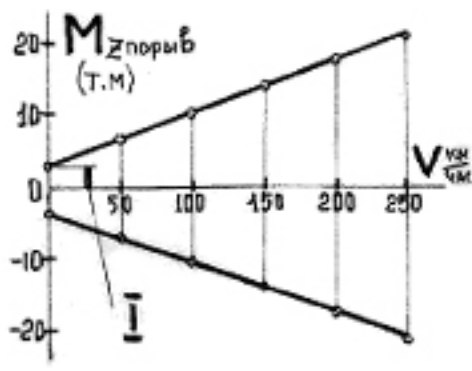


График 9.27

Зависимость среднеквадратичного значения ветрового возмущающего момента по тангажу от скорости полёта $M_{z \text{ порыв}} = f(V)$

I - начальное ветровое возмущение

- момента от неравномерности распределения вертикального порыва по длине самолёта (наличие градиента скорости ω вдоль самолёта). Наибольший момент возмущения возможен при соизмеримости масштаба турбулентности $L\omega$ с хордой крыла, что возможно только на очень малых высотах. При этом для рассматриваемого случая

$$\sigma_{Mz \text{ гр}} = 3,4 \text{ т м} \left[s_{e_{zcp}} = 0,0313 \frac{1}{\text{сек}^2} \right] \text{ — при неподвижном висении;}$$

$$\sigma_{Mz \text{ гр}} = 5,6 \text{ т м} \left[s_{e_{zcp}} = 0,0532 \frac{1}{\text{сек}^2} \right] \text{ — при движении со скоростью}$$

36 км/час навстречу ветру.

- момента для компенсации случайной составляющей продольной силы при управлении самолётом (вынужденная компенсация тангажом случайных торможений). Он выражается в величинах:

$$\sigma_{Mzv} = 1,9 \text{ т м} \left[s_{e_x} = 0,0181 \frac{1}{\text{сек}^2} \right]$$

Суммарный возмущающий момент по тангажу от порывов ветра выражается как

$$\sigma_{M_z}^{\text{сум}} = \sqrt{\sigma_{M_z}^2 + \sigma_{M_z}^2 + \sigma_{M_z}^2}$$

и в рассматриваемом случае равен

$$\sigma_{Mz} = 3,78 \text{ т м}; \left[s_{e_z} = 0,0358 \frac{1}{\text{сек}^2} \right] \text{ — при неподвижном висении;}$$

$$\sigma_{Mz} = 6,06 \text{ т м}; \left[s_{e_z} = 0,0574 \frac{1}{\text{сек}^2} \right] \text{ — при движении со скоростью}$$

36 км/час навстречу ветру.

Зависимость среднеквадратичного значения Mz от скорости полёта показана на графике 9.27.

Если сравнить возмущающие угловые ускорения по крену и тангажу, вызываемые ветровыми нагрузками, видно, что возможные возмущения по тангажу почти в три раза меньше, чем по крену. Это объясняется существенно большей инерционностью самолёта относительно поперечной оси ($I_z > 2 \cdot I_x$).

От порывов ветра на самолёт действуют также и моменты по курсу (относительно вертикальной оси), которые зависят как от случайного изменения угла скольжения за счёт бокового порыва, так и от неравномерности распределения бокового порыва по длине самолёта. Однако, эти возмущения можно не учитывать из-за их сравнительно небольшой величины ($I_y > 3 \cdot I_x$).

Характерной особенностью воздействия на самолёт ветровых нагрузок является то, что наряду с возмущающими моментами от порывов ветра, на самолёте одновременно возникают дополнительные стабилизирующие моменты от рулевых поверхностей и демпфирующие моменты.

При отсутствии движения самолёта относительно земли эти моменты определяются средней скоростью ветра, а при появлении поступательной скорости — суммарной воздушной скоростью ($V_{\text{ветра}} + V_{\text{поступ}}$).

На графиках 9.28а и 9.28б показаны зависимости максимальных стабилизирующих моментов по крену и тангажу от скорости для рассматриваемого самолёта при средней скорости ветра $V_{\text{ветра}} = 15,7 \text{ м/сек}$. Они построены по соотношениям:

$$M_{x \text{ эл. max}} = m_{x \text{ эл. max}} M [q] S l$$

где $m_{x \text{ эл. max}}$ — максимальный коэффициент момента крена при полном отклонении элеронов.

$$M_{z \text{ р.в. max}} = m_{z \text{ р.в. max}} M [q] S b_A,$$

где $m_{z \text{ р.в. max}}$ — максимальное изменение m_z при отклонении Р.В. из одного крайнего положения в другое.

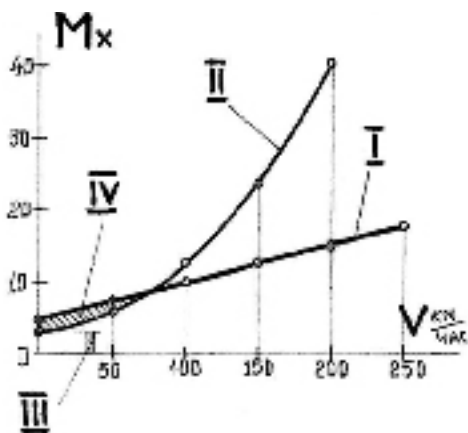


График 9.28а

Сравнение зависимостей от скорости полёта возмущающего ветрового момента по крену со стабилизирующим поперечным моментом от элеронов и от ветра при $V_{\text{ветра}} = 15,7 \text{ м/сек.}$

I — зависимость $M_z \text{ пор} = f(V)$, II — зависимость $M_x \text{ стаб эл+вет} = f(V)$, III — начальный стабилизирующий момент по крену от порывов ветра IV — зона недостаточности.

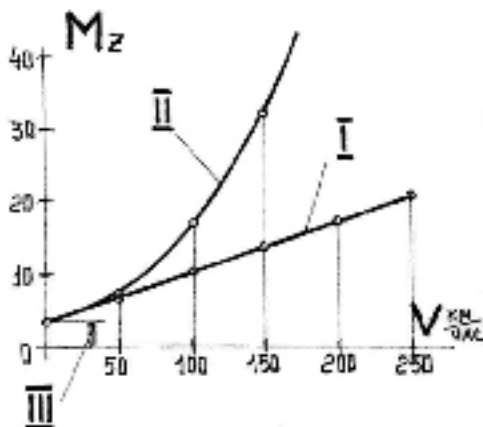


График 9.28б

Сравнение зависимостей от скорости полёта возмущающего ветрового момента по тангажу со стабилизирующим продольным моментом от руля высоты и от ветра при $V_{\text{ветра}} = 15,7 \text{ м/сек}$

I — зависимость $M_z \text{ пор} = f(V)$, II — зависимость $M_x \text{ стаб Р.В.+вет} = f(V)$, III — начальный стабилизирующий момент по тангажу от порывов ветра.

Сравнение возмущающих моментов от порывов ветра по крену и тангажу со стабилизирующими моментами показывают, что даже при полёте со скоростью $(V=0)$ под действием ветра на самолёте появляются существенные стабилизирующие моменты, которые способны компенсировать возможные возмущения по тангажу, практически, полностью, а по крену — на 60%-70%. По мере увеличения поступательной скорости стабилизирующие моменты растут быстрее возмущающих. По тангажу во всём диапазоне скоростей переходного режима стабилизирующий аэродинамический момент превосходит момент ветрового возмущения. Это обстоятельство позволяет лётчику справиться с ветровыми возмущениями по тангажу, пользуясь обычным управлением. По крену стабилизирующий момент становится больше возмущающего только после достижения самолётом определённой скорости (70-100) км/час. В интервале скоростей от нуля до (70-100) км/час эффективности элеронов недостаточно для парирования возможных ветровых возмущений. На этих скоростях на помощь аэродинамическому управлению должно приходить искусственное силовое управление по крену.

Бороться с ветровыми возмущениями самолёту помогает также аэродинамическое демпфирование движения по крену и тангажу, возникающее под воздействием ветра уже на висении и растущее по мере разгона самолёта.

Его интенсивность характеризуется следующими величинами:

$$M_{x_{aэp}}^{vx} = -27,3 \text{ т м сек} \left[\varepsilon_x^{\text{в}} = -0,62 \frac{1}{\text{сек}} \right] \text{ — при висении;}$$

$$M_{z_{aэp}}^{vz} = 28,1 \text{ т м сек} \left[e_z^{vx} = +0,266 \frac{1}{\text{сек}} \right] \text{ — при висении;}$$

$$M_{x_{aэp}}^{vx} = -43,8 \text{ т м сек} \left[e_x^{vx} = -1,0 \frac{1}{\text{сек}} \right] \text{ — при движении со скоростью}$$

36 км/час навстречу ветру;

$$M_{z_{aэp}}^{vz} = 46,0 \text{ т м сек} \left[e_z^{vz} = +0,437 \frac{1}{\text{сек}} \right] \text{ — при движении со скоростью}$$

36 км/час навстречу ветру.

Величины e_x^{vx} и e_z^{vz} близки по своим значениям к тем, которые рекомендуются для получения удовлетворительных характеристик управляемости самолётом вертикального взлёта и посадки на режиме висения путём искусственного демпфирования. Это свидетельствует о том, что стабилизация и управляемость такого самолёта существенно улучшается и упрощается сразу же после начала разгона (уже даже при скорости 36 км/час!), в чём значительную роль играет естественное аэродинамическое демпфирование.

8

К возмущающим моментам по тангажу при вертикальном взлёте и посадке относятся также моменты, возникающие при внезапном изменении центровки самолёта. Такие изменения могут происходить при сбросе или взятии на борт груза на режиме висения (при проведении спасательных операций с воды, например) и при других обстоятельствах. Если нормальная центровка самолёта с составным крылом находится в пределах 35% САХ, то уменьшение центровки до 34% приводит к появлению возмущающего пикирующего момента порядка 6 т м — 7 т м, а увеличение до 37% — к появлению кабрирующего момента такой же величины (см. график 9.29).

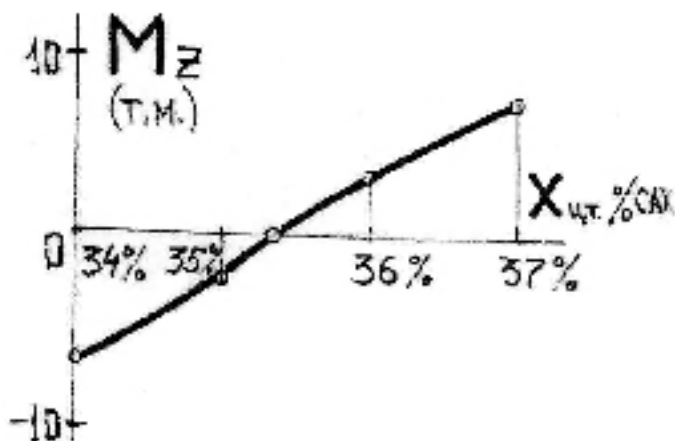


График 9.29

Зависимость возмущающего момента по тангажу от изменения центровки
 $M_z = f(X_{ц.м.})$

9

Отказы подъёмных и подъёмно-транспортных двигателей на этапах взлёта и посадки неприятны и опасны тем, что они вызывают частичную потерю вертикальной силы, уменьшение разгонной составляющей и большие возмущающие моменты по тангажу и по крену именно тогда, когда естественных средств борьбы с этими нарушениями недостаточно (скорость полёта ещё не достигла эволютивного значения, подъёмной силы крыла не хватает, чтобы уравновесить самолёт, рули малоэффективны). Однако, процесс вертикального (или точечного) взлёта и посадки — процесс кратковременный. От отрыва от поверхности при взлёте до приобретения эволютивной скорости полёта проходит от 1 до 1,5 минут. Такой же приблизительно промежуток времени проходит и от начала торможения при посадке до момента касания поверхности. Время же, когда отказы двигателей наиболее опасны (между $V=0$ и $V=150-200$ км/час) ещё меньше (оно не превышает одной минуты).

Подъёмно-маршевые двигатели, рассчитанные на непрерывную работу в течение многих часов на протяжении всего полёта, имеют высокую степень надёжности. Поэтому вероятность отказа даже одного из них именно на опасном участке переходного режима взлёта, продолжительность которого не больше одной минуты, практически равна нулю.

Вероятность отказа подъёмных двигателей в этот короткий промежуток времени также чрезвычайно мала. Однако, большое количество двигателей (12) и их одновременная работа несколько увеличивают вероятность отказа одного из них. Поэтому для обеспечения полной безопасности при взлёте и посадке многодвигательного вертикально-взлетающего самолёта на нём должен быть предусмотрен запас энерговооружённости и управления для компенсации этого отказа. При выходе из строя в процессе взлёта одного из подъёмных двигателей самолёт должен продолжать взлёт и выполнение задания.

Отказ на взлёте одного из подъёмно-маршевых двигателей, ввиду своей чрезвычайно малой вероятности, может рассматриваться как редко встречающаяся аварийная ситуация, приводящая к невыполнению задания, к его прекращению. Однако на самолёте должно хватать управления, чтобы осуществить аварийную посадку.

При учёте отказа подъёмных двигателей необходимо рассматривать крайние передние и задние двигатели, расположенные на наибольших плечах от центра тяжести и создающие наибольшие возмущающие продольные моменты разного знака (в отношении поперечных возмущающих моментов — все подъёмные двигатели равноценны). На графике 9.30 показаны зависимости

$$M_{z \text{ отк}} = R_{\text{ПД max}} L_{\text{ПД max}} + \Delta R_{\text{ПД вых}} L_{\text{ПД}} + I_{\text{вх}} L_{\text{вх}},$$

где $R_{\text{ПД max}}$ — максимальная тяга подъёмных двигателей при $V=0$ с учётом потерь на входе и выходе из двигателя;

$L_{\text{ПД}}$ — плечо тяги $R_{\text{ПД max}}$ до центра тяжести по продольной оси;

$\Delta R_{\text{ПД вых}}$ — прирост тяги за счёт скоростного напора;

$I_{\text{вх}}$ — входной импульс подъёмных двигателей;

$L_{\text{вх}}$ — плечо этого входного импульса до центра тяжести по продольной оси.

При остановке подъёмного двигателя исчезает его входной импульс, что даёт дополнительный возмущающий момент. При отказе шестого подъёмного двигателя (заднего левого) от прекращения действия его тяги возникает возмущающий момент на кабрирование, а исчезновение входного импульса вызывает появление дополнительного пикирующего момента. Эти моменты вычитаются и их результирующий момент практически не зависит от скорости полёта. При отказе первого подъёмного двигателя (переднего левого) моменты от прекращения действия тяги и от исчезновения входного импульса получаются одинакового знака (оба на пикирование),

поэтому они складываются. Результирующий момент растёт с ростом скорости и достигает ~ 21 т м.

Возмущающие моменты по крену выражаются как

$$M_{\text{крен}} = R_{\text{ПД max}} \cdot L'_{\text{ПД}} + \Delta R_{\text{ПД max}} \cdot L'_{\text{ПД}},$$

где $L'_{\text{ПД}}$ - плечо тяги $R_{\text{ПД max}}$ до центра тяжести по поперечной оси.

Максимальное значение возмущающего момента по крену равно 9 т м – 10 т м.

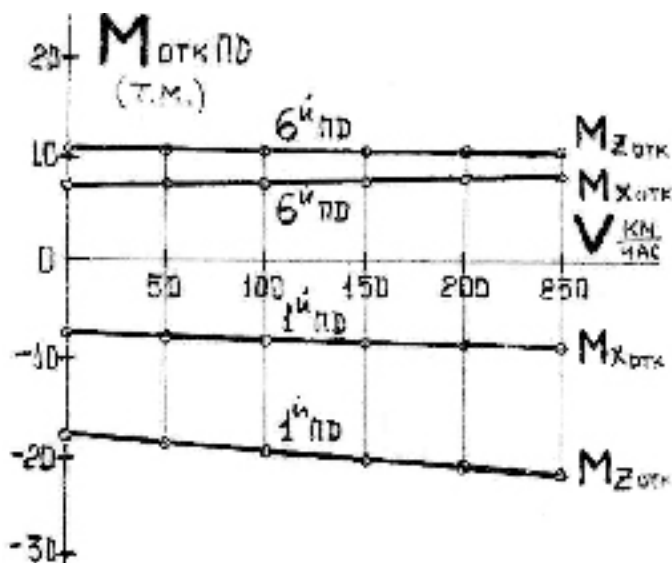


График 9.30

Зависимость возмущающего момента по крену и по тангажу от скорости полёта при отказах первого и шестого подъёмных двигателей

$$M_{X \text{ отк ПД}} = f(V) \text{ и } M_{Z \text{ отк ПД}} = f(V)$$

Отказ любого из подъёмно-маршевых двигателей приводит к возникновению возмущающего кабрирующего момента и момента крена. Величина этих моментов зависит от режима работы подъёмно-маршевых двигателей в момент отказа и скорости полёта, на которой отказ произошёл.

На графиках 9.31а и 9.31б показаны зависимости $M_{Z \text{ отк}} = f(R_{\text{ПМД}})$ и $M_{X \text{ отк}} = f(R_{\text{ПМД}})$ для случая $V=0$ и $\varphi_M = 28^\circ$ а также зависимости $M_{Z \text{ отк}} = f(V)$ и $M_{X \text{ отк}} = f(V)$ для $R_M = \text{max}$.

Из графиков видно, что максимальный возмущающий момент на кабрирование достигает при $V=0$ значения 27 т м, а по крену ~ 2 т м и что по скорости эти моменты меняются очень незначительно.

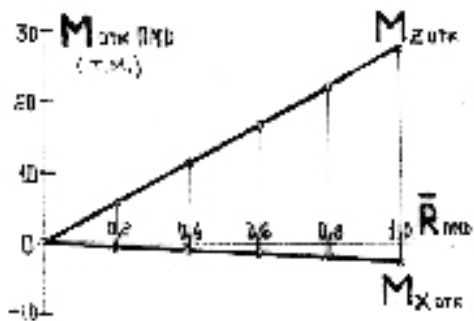


График 9.31a

Зависимость возмущающих моментов по крену и тангажу при отказе одного подъёмно-маршевого двигателя от режима работы этого двигателя $M_{x \text{ отк ПМД}} = f(\bar{R}_{\text{ПМД}})$

$$\text{и } M_{z \text{ отк ПМД}} = f(\bar{R}_{\text{ПМД}})$$

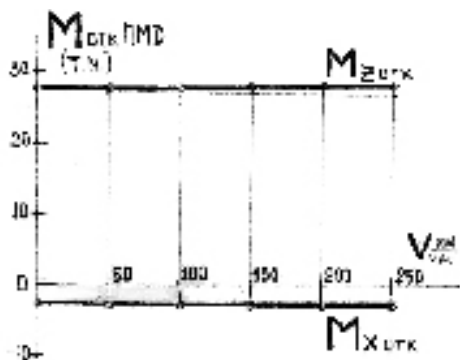


График 9.31б

Зависимость возмущающих моментов по крену и тангажу при отказе одного подъёмно-маршевого двигателя от скорости полёта $M_{x \text{ отк ПМД}} = f(V)$ и $M_{z \text{ отк ПМД}} = f(V)$

Отказ подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей вызывает также возмущающие моменты по курсу. Эти моменты зависят от режима работы двигателей и углов поворота их векторов тяг.

На графике 9.32 показаны зависимости $M_{y \text{ отк ПД}} = f(V)$ для $\bar{R}_{\text{ПД}} = 1$ и $\phi_{\text{ПД}} \pm \max$ и $M_{y \text{ отк ПМД}} = f(V)$ для $\bar{R}_{\text{ПМД}} = 1$ и $\phi_{\text{ПМД}} = 0$ как максимально возможные.

10

Как мы уже говорили при рассмотрении эскизного проекта, все действующие на самолёт на переходных режимах полёта возмущающие моменты можно разделить по каждому каналу на две группы:

Первая группа — так называемые «постоянные» моменты. К таким моментам по каналу тангажа относятся:

- на режиме висения, разгона и торможения:
 - кабрирующий момент от подъёмных двигателей;
 - пикирующий момент от подъёмно-маршевых двигателей;
 - начальный кабрирующий момент от подсасывающего действия выхлопных струй подъёмных двигателей;
- на режиме разгона и торможения (дополнительно):
 - суммарный кабрирующий аэродинамический момент, складывающийся из «чисто» аэродинамического момента и вторичного момента от интерференции струй подъёмных двигателей со скоростным потоком;

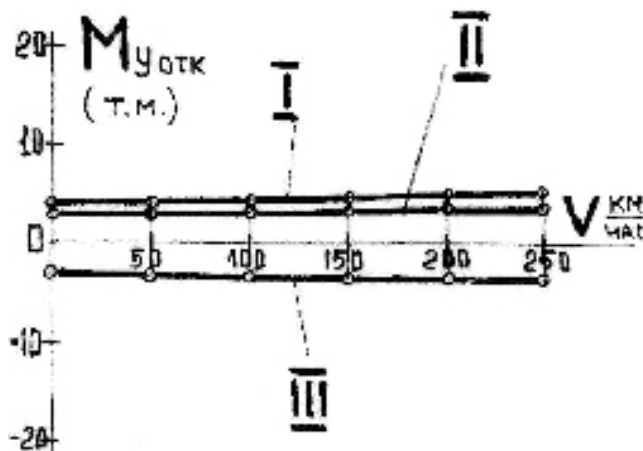


График 9.32

Зависимость возмущающего момента по курсу при отказе одного подъёмно-маршевого двигателя и первого и шестого подъёмных двигателей от скорости полёта $M_{y_{отк ПД}} = f(V)$, $M_{y_{отк ПМД}} = f(V)$

I — $M_{y_{отк}}$ 6-го ПД на режиме разгона при $\varphi_{ПД} = \max$; II — $M_{y_{отк ПМД}}$ на режиме разгона и $\varphi_{ПМД} = 0$; III — $M_{y_{отк}}$ 1-го ПД на режиме торможения при $\varphi_{ПД} = \max$.

- кабрирующий момент от входного импульса подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей;
- дополнительный кабрирующий момент от прироста тяги подъёмных двигателей за счёт скорости движения;
- дополнительный пикирующий момент от прироста тяги подъёмно-маршевых двигателей за счёт скорости движения.

Так как эти моменты действуют длительное время и изменяются по времени и по режиму полёта медленно и плавно, парировать их можно и нужно средствами, которые создают такие же медленно изменяющиеся восстанавливающие моменты, т.е. с «постоянными» возмущающими моментами можно и нужно бороться средствами силовой и аэродинамической балансировки.

По каналам крена и курса на режимах нормального взлёта и посадки таких «постоянных» возмущающих моментов нет из-за симметрии обтекания самолёта относительно осей X и Y.

Вторая группа — «непостоянные» моменты. К таким возмущающим моментам по каналу тангажа на режимах висения, разгона и торможения относятся:

- моменты от внезапного изменения центровки;
- моменты от отказов двигателей;

- моменты, возникающие в непосредственной близости от поверхности;
- моменты разбаланса, возникающие при отступлении от типового управления тягами двигателей;
- дополнительные моменты, возникающие от влияния управления по другим каналам;
- моменты от порывов ветра и неравномерности атмосферы.

Для парирования «непостоянных» моментов необходима система, способная быстро создавать противодействующие моменты нужной величины и быстро изменять их в соответствии с характером и скоростью изменения возмущающих моментов, т.е. нужна мощная малоинерционная силовая система стабилизации и управления.

Моменты от изменения центровки и отказа двигателей относятся к «непостоянным» из-за неожиданности возникновения и быстроты начального действия. Однако, возникнув внезапно, эти возмущающие моменты становятся постоянно действующими и неизменными на оставшемся участке переходного режима. Поэтому бороться с этими моментами целесообразно двумя способами: начальный динамический возмущающий импульс необходимо парировать быстродействующей системой стабилизации, а потом плавным подключением системы балансировки снимать нагрузку с системы стабилизации.

Моменты, возникающие в непосредственной близости от поверхности, действуют на самолёт в каждом полёте при взлёте и посадке. По этому признаку эти моменты можно причислить к разряду «постоянных» возмущающих моментов. Но кратковременность их действия, быстрое изменение по величине и знаку являются характерными признаками моментов второй группы, бороться с которыми нужно системой стабилизации.

Возмущающие моменты от порывов ветра по тангажу, как уже говорилось ранее, компенсируются увеличенной тем же ветровым порывом эффективностью аэродинамического управления и в специальных средствах стабилизации не нуждаются.

К возмущающим моментам по каналу крена относятся:

- моменты от отказов двигателей;
- моменты от порывов ветра и неравномерности атмосферы;
- дополнительные моменты от влияния управления по другим каналам.

Такие же возмущающие моменты действуют и по каналу курса. Исключение составляют ветровые нагрузки, которые из-за небольших величин можно не учитывать.

Возмущающие моменты, создаваемые тягой подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей, как уже говорилось ранее, близки по величине и

противоположны по знаку во всём диапазоне их изменений, что даёт возможность компенсировать их друг другом. Для этого необходимо координировать действия по управлению тягой двигателей.

В процессе взлёта и посадки лётчик меняет величину и направление тяг каждой из групп двигателей в зависимости от совершаемого маневра. Если на эти управляющие действия наложить определённые закономерности, то можно получить нужные изменения режимов работы силовой установки и заданные перемещения и маневры самолёта при сбалансированных возмущающих моментах. Эти закономерности («законы перекрёстных связей») устанавливаются между подвергаемыми управлению параметрами силовой установки ($R_{\text{ПД}}$, $R_{\text{ПМД}}$, $\phi_{\text{ПД}}$ и $\phi_{\text{ПМД}}$) для наиболее ответственных и энергетически напряжённых режимов переходного процесса с целью наиболее рационального использования располагаемой энерговооружённости, сокращения продолжительности переходных режимов и упрощения пилотирования. Такими режимами являются висение и разгон при взлёте.

На режиме висения могут быть применены два вида перекрёстных связей:

- $\phi_{\text{ПМД}} = f(R_{\text{ПД}})$ — связь, позволяющая осуществлять вертикальный маневр самолёта без горизонтальных перемещений и без возмущающих моментов по тангажу (без нарушения равновесия относительно поперечной оси). Эта связь выбирается из условий, когда подъёмно-маршевые двигатели работают на режиме 0,5 максимального ($\bar{R}_{\text{ПМД}} = 0,5$), а решётки подъёмных двигателей отклонены вперёд на торможение на угол $\phi_{\text{ПД}} = -8^\circ$. Пользуясь графиком 9.1в в зависимости $M_{x_{\text{вн}}} = f(\phi_{\text{ПД}} \cdot R_{\text{ПД}})$ и $M_{x_{\text{вн}}} = f(\phi_{\text{ПМД}} \cdot R_{\text{ПМД}})$, $M_{x_{\text{вн}}}$ (такая конфигурация характерна для режимов висения как при взлёте, так и при посадке) исходя из условий, что суммарный возмущающий момент от силовой установки должен быть равным нулю при любых значениях $\phi_{\text{ПМД}}$ и $R_{\text{ПД}}$, $[M_{x_{\text{вн}}} + (-M_{x_{\text{вн}}}) = 0]$, можно построить зависимость $\phi_{\text{ПМД}} = f(R_{\text{ПД}})$ (см. график 9.33).

Анализируя эту зависимость и зависимости $Y_{\text{ПД}} = f(R_{\text{ПД}}, \phi_{\text{ПД}})$; $Y_{\text{ПМД}} = f(R_{\text{ПМД}}, \phi_{\text{ПМД}})$; $X_{\text{ПД}} = f(R_{\text{ПД}}, \phi_{\text{ПД}})$ и $X_{\text{ПМД}} = f(R_{\text{ПМД}}, \phi_{\text{ПМД}})$ (см. граф. 9.1а и 9.1б), видим, что при изменении на режиме висения тяги подъёмных двигателей в пределах (0,6-1,0) $\bar{R}_{\text{вн}}$ и соответствующем изменении $\phi_{\text{ПМД}}$ по закону графика 9.33 от 17° до 30° , суммарная вертикальная составляющая

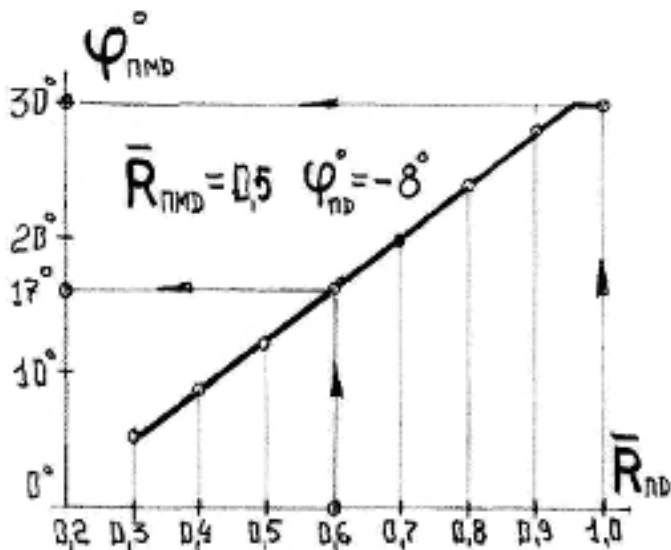


График 9.33
 Перекрестная связь $\varphi_{\text{ПМД}} = f(R_{\text{ПД}})$

тяг двигателей изменяется от 35,0т до 48т (~на 13т), а суммарная горизонтальная составляющая практически равна нулю. Таким образом, пользуясь этой связью, можно менять высоту висения без горизонтальных перемещений и существенной перебалансировки (некоторая разбежка в горизонтальных составляющих тяг подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей, которая может составлять величину 0,3-0,5т, устраняется при этом маневре небольшим изменением тангажа самолёта).

Рассматриваемая перекрестная связь может осуществляться на самолёте путём механо-электрической передачи движения от рычага управления газом подъёмных двигателей через устройство с определённым передаточным отношением к золотниковому механизму гидропривода поворотного сопла подъёмно-маршевых двигателей. Эта связь может устанавливаться и размыкаться по усмотрению лётчика.

- $j_{\text{ПМД}} = f(R_{\text{ПМД}})$ — связь, позволяющая осуществлять горизонтальный маневр без вертикального перемещения и перебалансировки самолёта. Она выбирается при режиме работы подъёмных двигателей на 0,8 максимального ($\bar{R}_{\text{ог}} = 0,8$) и при таком же, как и для первой связи,

угле поворота решёток этих двигателей ($\phi_{\text{ПД}}^* = -8^\circ$). Такая конфигурация характерна для висения со взлётным весом. Строится эта связь таким же образом, как и предыдущая (используются графики 9.34 и 9.1в

и соблюдается равенство нулю суммарного возмущающего момента от силовой установки).

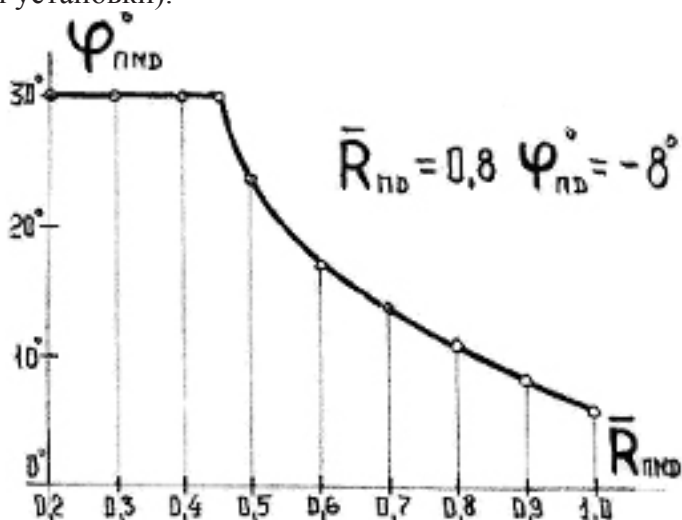


График 9.34
Перекрёстная связь $\varphi_{\text{ПМД}} = f(R_{\text{ПМД}})$

Анализ изменения вертикальных и горизонтальных составляющих тяг подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей (см. графики 9.1а и 9.1б) показывает, что при изменении на режиме висения тяги подъёмно-маршевых двигателей в диапазоне от $\bar{R}_{\text{ПМД}} = 0,2$ до $\bar{R}_{\text{ПМД}} = 1,0$ при соответствующем изменении угла установки поворотного сопла по закону графика 9.34 от 30° до 6°, можно, практически без изменения вертикальных составляющих тяг ($Y_{\text{ПД}} = \text{const}$, а $Y_{\text{ПМД}}$ может меняться на 0,5т-0,7т) и без перекрестной балансировки самолёта, получить суммарную горизонтальную составляющую тяг двигателей в пределах от -3,5т до +7,5т. Это даёт возможность движения в горизонтальной плоскости на этом режиме как передним, так и задним ходом.

Как и предыдущая, данная перекрёстная связь осуществляется на самолёте аналогичной передачей движения к золотниковому механизму гидروпривода сопла от рычагов газа подъёмно-маршевых двигателей.

На режиме разгона при взлёте перед законом управления тягами подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей ставится задача сбалансировать возмущающие моменты при наибольшем возможном значении вертикальной и горизонтальной составляющей тяг силовой установки. Такую задачу решает перекрёстная связь между тягой подъёмно-маршевых двигателей и углом отклонения тяги подъёмных двигателей

$$\dot{\phi}_{\Pi\Delta} = f(R_{\Pi\Delta})$$

Эта связь выбирается из условий: тяга подъёмных двигателей максимальная ($R_{\Pi\Delta} = 1,0$ или $0,8$), а угол отклонения сопел подъёмно-маршевых двигателей равен 28° ($j_{\Pi\Delta}^0 = +28^\circ$). Такая конфигурация характерна для разгона с режима висения при вертикальном взлёте и для точечного взлёта с одновременным разгоном. Строится эта связь (см. график 9.35) таким же способом, как и две предыдущие.



График 9.35

Перекрёстная связь $\dot{\phi}_{\Pi\Delta} = f(R_{\Pi\Delta})$

Если взлёт производить с использованием этой связи, то при изменении тяги подъёмно-маршевых двигателей от режима, соответствующего висению или работе на земле ($0,5 - 0,6 R_{\Pi\Delta}$), до максимального значения с целью быстрого разгона, поворотные решётки подъёмных двигателей

в процессе дачи газа подъёмно-маршевых двигателей переключаются из положения торможения на висении ($\phi_{\text{пд}}^* = -8^\circ$) в положение максимального разгона ($\phi_{\text{пд}}^* = 25^\circ - 30^\circ$). При этом, как видно из графиков 9.1а и 9.1б, горизонтальная составляющая подъёмно-маршевых двигателей увеличивается от значения +5,5т до значения +11т, горизонтальная составляющая подъёмных двигателей изменяется от значения -5,5т до +23т (суммарная разгонная сила становится равной 34т, что соответствует 94% максимально возможного значения), вертикальная составляющая подъёмно-маршевых двигателей увеличивается от 3т до 6т, а вертикальная составляющая подъёмных двигателей уменьшается от 46т до 41т (суммарная вертикальная тяга становится равной 47т, что составляет 90% от максимально возможной величины). Таким образом, данная перекрёстная связь позволяет при неизменной балансировке самолёта наиболее эффективно распределить энерговооружённость для достижения наилучших параметров взлёта (наибольшей скороподъёмности при максимальном разгоне).

Эта же связь, но с несколько другими соотношениями между величинами и углами разворота векторов тяг, может использоваться и для посадочных режимов. Тогда её задача — при неизменной балансировке обеспечить наиболее эффективное торможение самолёта. Формируется такая связь из условий, когда тяга подъёмных двигателей равна $0,8 \bar{R}_{\text{пд}}^{\text{max}}$, а угол отклонения сопел подъёмно-маршевых двигателей равен $+20^\circ - 22^\circ$. При этой связи перевод газа подъёмно-маршевых двигателей на режим $(0,2-0,3)R_{\text{max}}$ приводит к развороту выхлопных струй подъёмных двигателей на угол $-22^\circ - 25^\circ$ (см. нижнюю часть графика 9.35). На этом режиме кабрирующий момент от подъёмных двигателей, равный $+(12-15)$ т м, уравнивается таким же по величине, но пикирующим моментом подъёмно-маршевых двигателей (см. график 9.1в), вертикальная составляющая тяги подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей равна соответственно $+(35-37)$ т и $+(1-1,5)$ т (см. граф. 9.1а), а горизонтальная составляющая $-(17-19)$ т у подъёмных двигателей (тормозная сила) и $+(3-4)$ т (разгонная сила) у подъёмно-маршевых двигателей (граф. 9.1б).

Осуществляется эта связь на самолёте, как уже говорилось ранее, путём механического соединения рычагов газа подъёмно-маршевых двигателей с рычагом управления решётками подъёмных двигателей через механизм передаточных отношений и установки электропривода, который может двигать эту соединённую систему от нажатия кнопки на рычаге газа подъёмных двигателей. Такая система даёт возможность лётчику управлять всей силовой установкой одной левой рукой.

Из всех трёх рассмотренных перекрёстных связей наиболее полезной является связь $\phi_{\text{пд}}^* = f(R_{\text{пд}})$, обеспечивающая взлёт и посадку. Её применение на самолёте типа ВВА-14 обязательно. Первые две перекрёстные связи имеют большое значение для тех самолётов вертикального взлёта, у которых по тактике применения используются длительные режимы висения и точные маневры на этих режимах. Для самолётов, боевое применение которых будет ориентироваться на точечных взлётах и посадках, эти связи не обязательны, тем более, что они значительно усложняют конструкцию самолёта.

Перекрёстные связи обеспечивают отсутствие возмущающих моментов в том случае, если при управлении силовой установкой выдерживаются условия, при которых эти связи выбирались.

Если же при задействованных перекрёстных связях эти условия за счёт неточности пилотирования нарушаются, то при изменении режимов работы силовой установки полного баланса возмущающих моментов не получается, возникают моменты разбаланса. При ошибке выдерживания начальных условий в 10%, что выше допустимой неточности управления, величина этих дополнительных моментов, как видно из графиков 9.36а, 9.36б, 9.36в, составляет максимум (3-4)т м.

Эти моменты разбаланса относятся к категории «непостоянных» возмущающих моментов и должны парироваться силовой системой стабилизации.

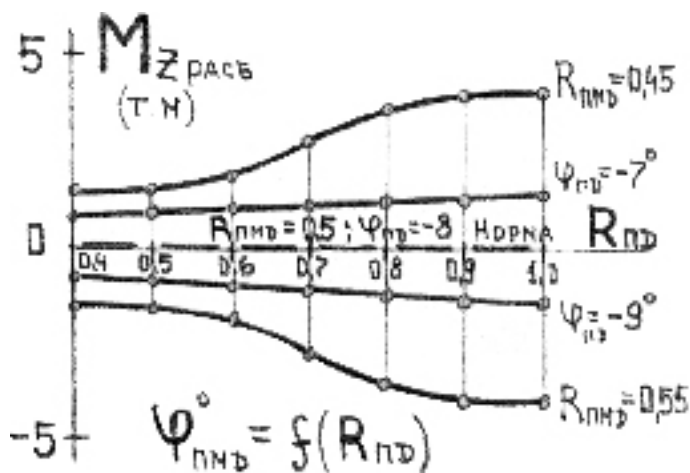


График 9.36а

Моменты возможного разбаланса при выполнении перекрёстной связи

$$\phi_{\text{пд}}^* = f(R_{\text{пд}})$$

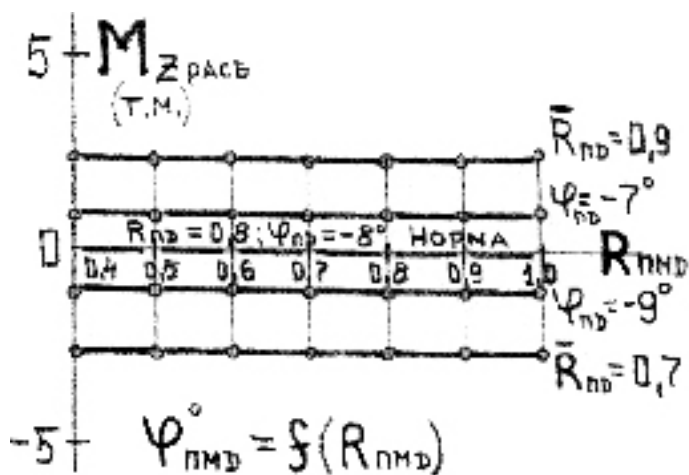


График 9.36б

Моменты возможного разбаланса при выполнении перекрёстной связи

$$\dot{\phi}_{ПД} = f(R_{ПМД})$$

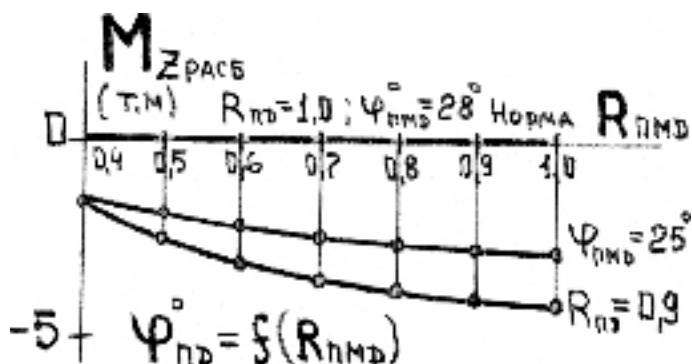


График 9.36в

Моменты возможного разбаланса при выполнении перекрёстной связи

$$\dot{\phi}_{ПД} = f(R_{ПМД})$$

«Постоянные» возмущающие моменты по тангажу — суммарный аэродинамический момент, моменты от входных импульсов двигателей и моменты от прироста тяги двигателей за счёт скорости, действуют на самолёт одновременно. Для получения общего «постоянного» возмущающего момента их нужно суммировать (моменты от силовой установки не учитываются, т.к. считается, что они сбалансированы перекрёстными связями). Как видно из графика 9.37, суммарный «постоянный» момент, равный

$$M_{\Sigma_{\text{вс}}} = M_{\Sigma_{\text{вс}}} + M_{\Sigma_{\text{вс}}} + M_{\Sigma_{\text{вс}}}$$

резко растёт с увеличением скорости и достигает к концу разгона величины 120-130 т м.

Такие значительные моменты — результат взаимодействия источника большой энергии, каким являются работающие подъёмные двигатели, со скоростным н апором. Естественно и целесообразно для борьбы с этими моментами (для чего нужна такая же большая энергия) использовать эти же подъёмные двигатели.

Суммарный «постоянный» возмущающий момент построен из условий, что в течение всего разгона все подъёмные двигатели работают на максимальном режиме. Однако во всём диапазоне скоростей переходного режима необходимости в этом нет. Как было показано выше, аэродинамическая подъёмная сила на втором участке разгона достигает значения в несколько десятков тонн (см. граф. 9.37). Это значит, что в этой части разгона подъёмные двигатели без ущерба для скороподъёмности могут снижать режим своей работы. С целью наибольшей компенсации суммарного «постоянного» момента целесообразно дросселировать не все подъёмные двигатели, а ту их группу, которая расположена впереди центра тяжести и снижение тяги которой будет создавать пикирующий момент. Для рассматриваемой компоновки самолёта такой группой двигателей являются двигатели второго и третьего ряда (двигатели № 2, 3, 8 и 9). Первый ряд, как наиболее удалённый от центра тяжести, необходим для создания управляющих моментов, поэтому двигатели этого ряда, так же, как и последнего, должны всегда работать в оптимальном режиме. Дросселирование двигателей балансирующей группы производится, начиная с определённой скорости, которая зависит от взлётного веса и метода взлёта. Сам процесс дросселирования выполняется по определённой программе, связывающей режим работы подъёмных двигателей со скоростью движения. Такая связь называется вспомогательной балансирующей связью. На графике 9.38 показан один из возможных вариантов такой связи, предназначенный для вертикального взлёта самолёта типа ВВА-14 со взлётным весом 40 тонн.

Начиная со скорости полёта в 100 км/час, все четыре подъёмных двигателя балансирующей группы (№ 2, 3, 8 и 9) одновременно снижают режим работы по закону графика и к концу разгона (к $V=250$ км/час) выключаются полностью. Их воздействие на суммарный «постоянный» возмущающий момент складывается из нескольких факторов.

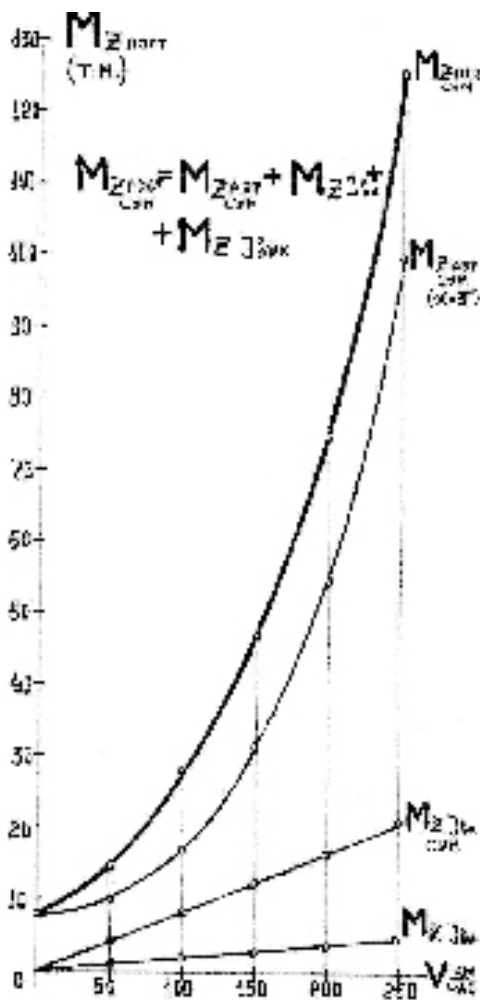


График 9.37

Зависимость суммарного постоянного возмущающего момента от скорости

$$M_{z \text{ сум}}^{\text{пост}} = f(V)$$

Во-первых, уменьшение тяги этих подъёмных двигателей вызывает разбаланс силовой установки и появление, в результате этого, пикирующего момента, который для суммарного «постоянного» момента является балансирующим (см. график 9.39).

Этот момент увеличивается по скорости в соответствии с законом уменьшения режимов работы подъёмных двигателей и достигает к концу разгона значения в 50 т м.

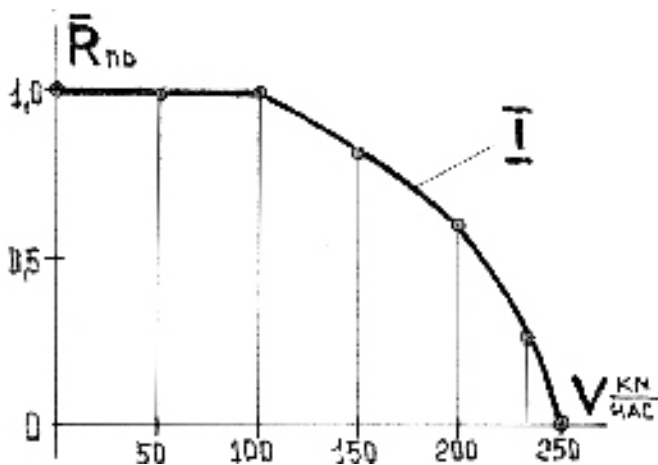


График 9.38
Вспомогательная балансировочная связь
I вариант

I — изменение режима работы 2,3,8,9 ПД для балансировки

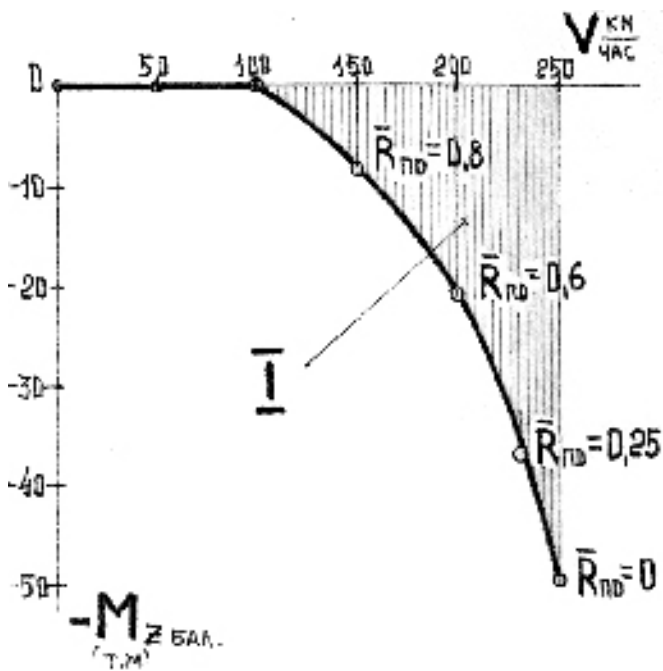


График 9.39
Разбаланс силовой установки под действием вспомогательной
балансировочной связи

I — балансирующий момент от изменения режима работы 2, 3, 8, 9 ПД

Во-вторых, уменьшение общей тяги всей группы подъёмных двигателей уменьшает величину возмущающего суммарного аэродинамического момента за счёт той его части, которая зависит от интерференции струй двигателей со скоростью (величина Mz стр прямо пропорциональна тяге подъёмных двигателей). На графике 9.40 показано это уменьшение суммарного аэродинамического момента по скорости полёта. Уменьшение существенное. Начиная с нуля на скорости $V=100$ км/час, оно увеличивается со скоростью и достигает на $V=250$ км/час значения ~ 30 т м.

В-третьих, снижение режима четырёх подъёмных двигателей уменьшает количество проходящего через них воздуха, что уменьшает общий входной импульс этих двигателей и возмущающий момент от этого импульса (см. график 9.40).

Все эти три фактора, складываясь, дают общее снижение суммарного «постоянного» момента.

На графике 9.41 видно, что снижение это получается очень значительным и составляет на скорости $V=250$ км/час величину в 90 т м, т.е. более двух третей возмущающего момента.

Уменьшение режима работы балансировочной группы двигателей отражается и на величине вертикальной силы, действующей на самолёт. Эта сила на режиме взлёта складывается из вертикальной составляющей тяги всех двигателей и суммарной аэродинамической подъёмной силы. На графике 9.42а показаны эти силы в функции скорости полёта.

Видно, что при работе всех подъёмных двигателей на максимальном режиме в течение всего разгона, вертикальная составляющая подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей ($Y_{\text{пд}}$ и $Y_{\text{пмд}}$), полученная с помощью перекрёстной связи $\Phi_{\text{пд}}^* = f(R_{\text{пмд}})$, имеет почти постоянную величину (со значения 47т при висении она увеличивается до 50т при $V=250$ км/час), а суммарная аэродинамическая сила с отрицательного значения в –6т на малых скоростях, переходя через нуль в районе 130 км/час, увеличивается по скорости до значения ~ 40 т при $V=250$ км/час. Сумма этих двух вертикальных сил постоянно и довольно круто растёт по скорости, увеличиваясь от значения 41т на висении до 90т при $V=250$ км/час (см. график 9.42б).

При изменении режима работы четырёх балансировочных двигателей по выбранному закону суммарная вертикальная составляющая двигателей уменьшается по скорости в прямом соответствии с падением тяги дроселируемых двигателей, а суммарная аэродинамическая подъёмная сила уменьшается за счёт своей второй составляющей, пропорциональной суммарной тяге этих двигателей. Сумма этих уменьшенных балансировкой

сил растёт по скорости существенно медленнее, чем без балансировки, и достигает при $V=250$ км/час значения в 56т.

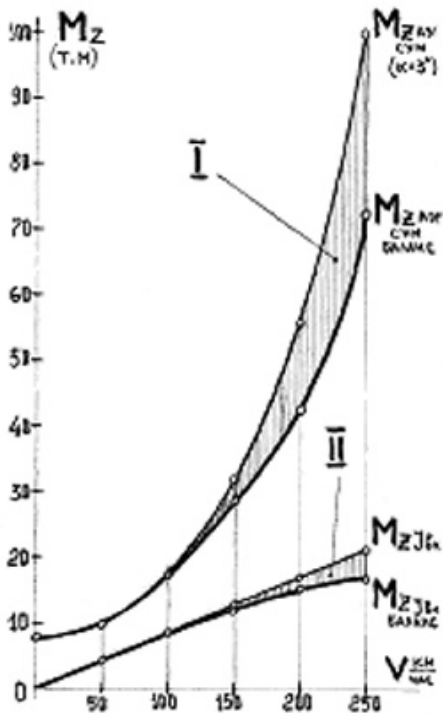


График 9.40
Зависимость изменения возмущающего суммарного аэродинамического момента и момента от входных импульсов подъёмных двигателей за счёт изменения режима 2, 3, 8, 9 ПД от скорости полёта

I — изменение возмущающего суммарного аэродинамического момента; II — изменение возмущающего момента от входного импульса.

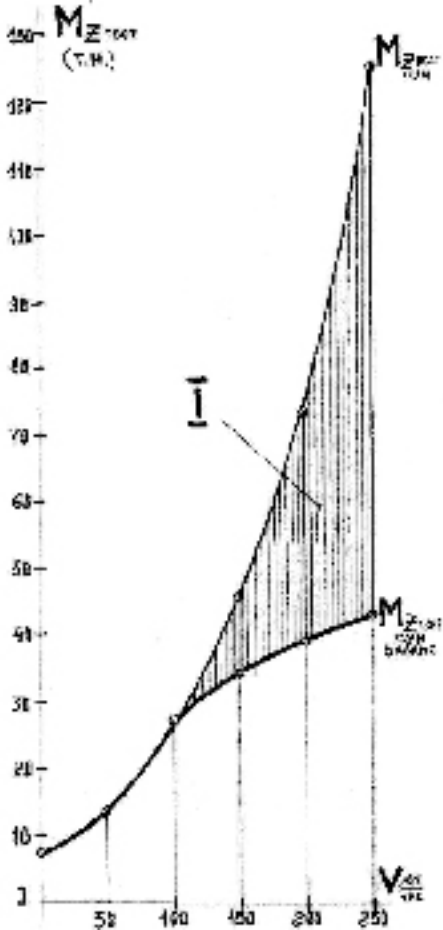


График 9.41
Зависимость изменения возмущающего суммарного постоянного момента за счёт изменения режимов работы 2, 3, 8 и 9 ПД от скорости полёта

I — уменьшение возмущающего момента

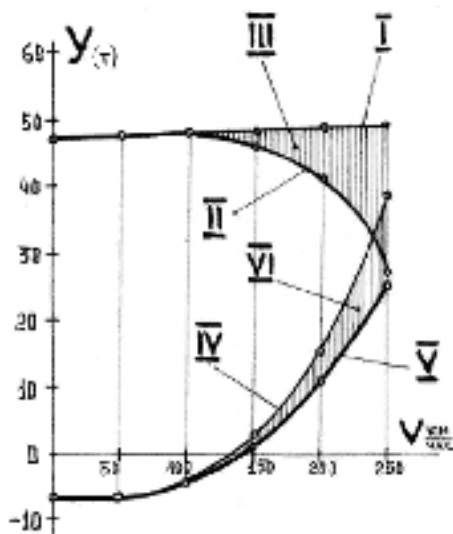


График 9.42а

Зависимость изменения суммарной тяги ПД и ПМД и суммарной аэродинамической подъёмной силы за счёт изменения режимов работы 2, 3, 8 и 9 ПД от скорости полёта

I — суммарная тяга ПД и ПМД на разгоне с учётом потерь ($Y_{\text{ПД}} + Y_{\text{ПМД}}$); II — суммарная тяга ПД и ПМД под действием вспомогательной балансировочной связи; III — уменьшение тяги ПД и ПМД за счёт балансировки 2, 3, 8 и 9 ПД; IV — суммарная аэродинамическая подъёмная сила при $\alpha = 3^\circ$; V — суммарная аэродинамическая подъёмная сила под действием вспомогательной балансировочной связи; VI — уменьшение суммарной подъёмной аэродинамической силы за счёт балансировки 2, 3, 8 и 9 ПД.

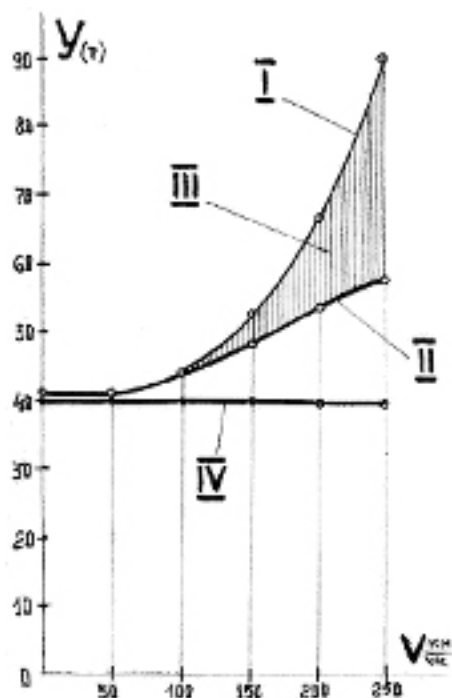


График 9.42б

Зависимость изменения общей подъёмной силы

I — суммарная общая подъёмная сила ($Y_{\text{ПД}} + Y_{\text{ПМД}} + Y_{\text{аэр сум}}$); II — суммарная общая подъёмная сила под воздействием вспомогательной балансировочной связи; III — уменьшение общей подъёмной силы за счёт балансировки 2, 3, 8 и 9 ПД; IV — взлётный вес самолёта.

По запасу подъёмной силы при разгоне видно, что при вертикальном взлёте самолёта с весом 40т дросселирование группы балансировочных двигателей можно начинать при ещё меньшей скорости горизонтального полёта (50 км/час — 80 км/час), что может сделать кривую «постоянного» суммарного момента ещё более плавной. При увеличении угла атаки самолёта при разгоне запас подъёмной силы по скорости ещё увеличивается, что также позволяет сдвигать начало балансировки двигателями на меньшие скорости. При выполнении точечного взлёта в перегруженном варианте, когда до скорости ~150 км/час самолёт разгоняется в непосредственной близости от поверхности, балансировку снижением тяги нескольких двигателей так же, как и при вертикальном взлёте, можно начинать на скорости, близкой к 100 км/час, находясь ещё на подушке. Законы изменения режима работы балансировочных подъёмных двигателей может быть таким же.

При этом особенность пилотирования заключается в изменении углов атаки в процессе взлёта. Разгон на экране до скорости 150 км/час, как мы уже говорили, нужно производить при угле атаки, близком к нулю. В процессе ухода от поверхности на скорости 150 км/час необходимо перевести самолёт на угол атаки в 70-90 (на этой скорости именно при таком угле атаки суммарная подъёмная сила с учётом балансировки вне экрана равняется добавочной силе на экране). После ухода от поверхности по мере дальнейшего разгона и дросселирования четырёх двигателей нужно с целью снятия избытков подъёмной силы угол атаки опять уменьшить, доведя его к концу разгона до $\alpha = +3^\circ$. Такая перебалансировка при точечном взлёте уменьшает возмущающие моменты, действующие на самолёт вблизи от поверхности (срезается пик момента в районе скорости ~150 км/час) и даёт такой же эффект по снижению суммарного «постоянного» момента вне экрана при дальнейшем разгоне, как и при вертикальном взлёте (ранее было показано, что возмущающий момент от угла атаки практически не зависит).

На режиме посадки балансировка самолёта путём изменения режима работы группы подъёмных двигателей производится в обратном порядке — при начале торможения самолёта балансировочные двигатели работают на малом газе, по мере потери скорости режим их работы повышается, и к скорости ~150 км/час достигает уровня, необходимого для осуществления посадки.

Таким образом, изменение режима работы четырёх подъёмных двигателей (№ 2, 3, 8 и 9) независимо от всей остальной группы является мощным средством балансировки самолёта на разгоне и торможении.

Конструктивно эта вспомогательная связь осуществляется установкой в цепи управления газом балансировочных двигателей раздвижных тяг. Управление этими тягами производится от кнопки, установленной на ручке управления самолётом (эта кнопка аналогична кнопке триммирования). Режим работы балансировочных двигателей может при этом изменяться от общего рычага газа одновременно с режимом всех подъёмных двигателей, а может изменяться независимо от всей группы двигателей по команде лётчика через кнопку управления раздвижными тягами. Выдерживание закона изменения режима подъёмных двигателей по скорости полёта может выполняться вручную лётчиком или автоматически от сигнала скорости.

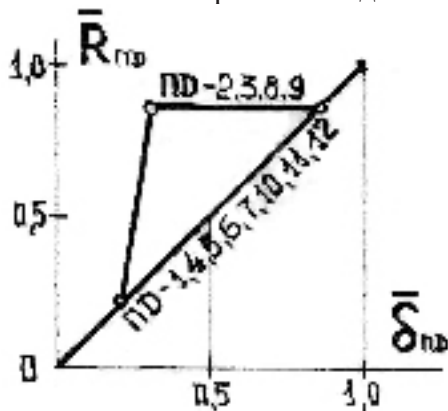


График 9.43
Вспомогательная балансировочная связь

II вариант

Наличие независимого управления режимом четырёх балансировочных двигателей даёт возможность использовать их для балансировки самолёта не только на режимах разгона или торможения, но и на висении. Применив вспомогательную связь, подобную указанной на графике 9.43, где $\delta_{ПД}$ — ход рычага общего газа подъёмных двигателей, можно обеспечить грубую балансировку самолёта при висении на вертикальном маневре, не прибегая к перекрёстной связи $j_{ПМД}^0 = f(R_{ПД})$.

В этом случае ещё до отрыва самолёта от поверхности решётки подъёмных двигателей устанавливаются $\varphi = -8^\circ$ (режим висения), сопла подъёмно-маршевых двигателей устанавливаются в фиксированное положение, соответствующее связи $\varphi_{ПД}^0 = f(R_{ПМД})$, $j_{ПМД}^0 = 28^\circ - 30^\circ$, и этим двигателям даётся режим $\bar{R}_{ПМД} = 0,5$. При даче газа всей группе подъёмных двигателей четыре балансировочных двигателя повышают свой режим до определённого балансировочного значения с опережением, и ещё до того, как вертикальная тяга всех подъёмных двигателей становится равной весу самолёта, эта группа двигателей уже создаёт момент на кабрирование, уравновешивающий возмущающий момент от подъёмно-маршевых двигателей. Таким образом, при уходе самолёта в воздух силовая установка оказывается уже сбалансированной. Эта балансировка обеспечивается при

любом (но одинаковом) режиме всех остальных подъёмных двигателей. Т.к. при $\varphi_{\text{ПД}} = -8^\circ$ моменты, создаваемые этими двигателями (№ 1, 4, 5, 6, 7, 10, 11 и 12) относительно центра тяжести, практически уравниваются друг друга при любом положении общего рычага газа (см. рис. 9.12).

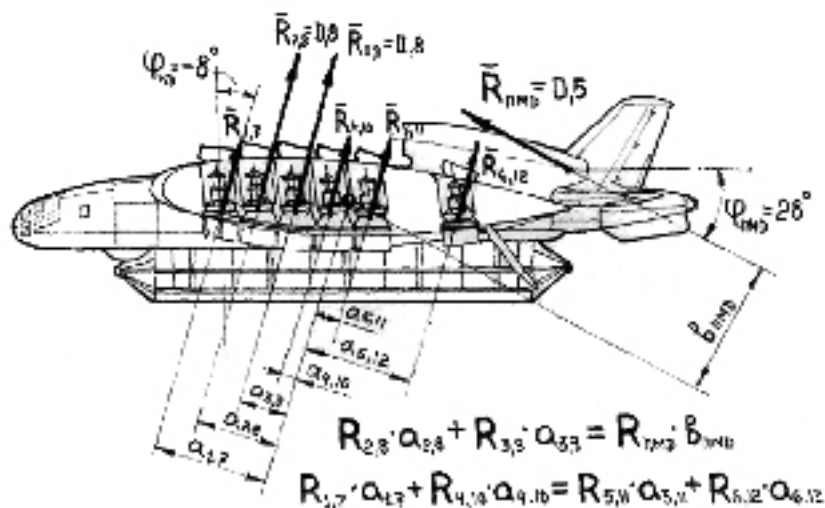


Рис. 9.12

Векторы тяг при действии II варианта вспомогательной балансировочной связи

Объясняется это спецификой взаимного расположения подъёмных двигателей на рассматриваемом типе самолёта.

Конструктивно эта вспомогательная связь осуществляется через те же раздвижные тяги в цепи управления газом четырёх балансировочных двигателей, только в этом случае команды на их срабатывание идут от концевика на рычаге общего газа подъёмных двигателей. Включение этого концевика в цепь управления раздвижными тягами (задействование данной вспомогательной связи), или размыкание этой цепи (отказ от вспомогательной связи) производится тумблером, расположенным на левом пульте лётчика.

В качестве средства балансировки на переходных этапах полёта можно также использовать управляемый стабилизатор. Устанавливая перед взлётом стабилизатор на максимальный положительный угол (для рассматриваемого самолёта это $\varphi_{\text{ст}} = +6^\circ$) и меняя этот угол в процессе разгона по закону, подобному тому, который показан на графике 9.44 можно получить дополнительный балансировочный момент (график 9.45).

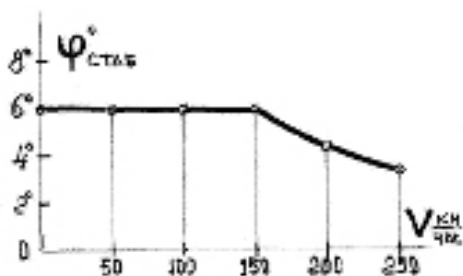


График 9.44

$$\text{Зависимость } j_{\text{стаб}}^0 = f(V)$$

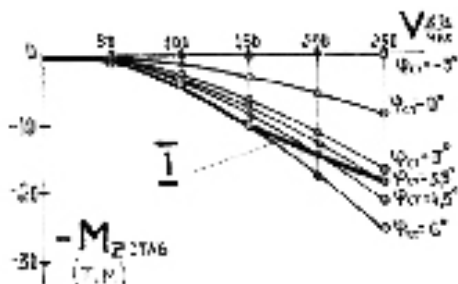


График 9.45

Зависимость

$$M_{z_{\text{стаб}}} = f(V, \varphi_{\text{стаб}})$$

Действие этого момента несколько уменьшает возмущающий «постоянный» момент на начальном этапе разгона (на 1,5 т м — 2 т м при $V = 50$ км/час и 4 т м — 4,5 т м при $V = 100$ км/час) и существенно снижает его на последующих этапах (на ~20 т м при $V = 250$ км/час) (см. график 9.46).

Управление стабилизатором должно производиться бесступенчато. Это

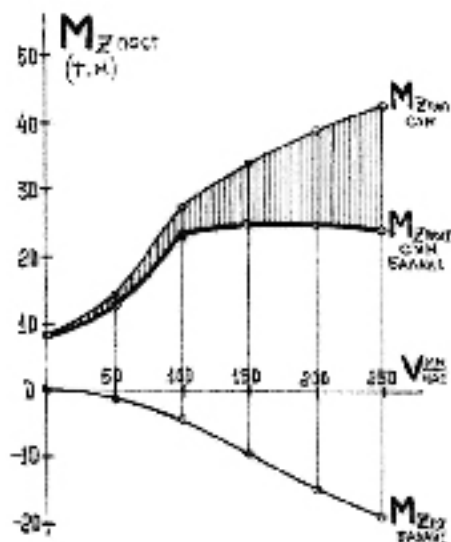


График 9.46

Зависимость изменения «постоянного» суммарного возмущающего момента при применении регулирования угла установки стабилизатора от скорости полета

$$M_{z_{\text{зссу}}}^{\text{пост}} = f(V, \varphi_{\text{стаб}})$$

достигается применением в качестве исполнительных силовых элементов гидравлических приводов с золотниковым устройством. Изменение угла установки $\varphi_{\text{ст}}$ производится от кнопки на ручке управления, расположенной рядом с кнопкой управления режимом балансировочных двигателей. Управлять стабилизатором целесообразно не только в процессе разгона, но и на режиме выключения двигателей и перевода самолёта в крейсерскую конфигурацию при достижении эволютивной скорости (закрытие створок подъёмных двигателей, уборка ПВПУ, уборка закрылков и т.п.). В этот период возмущающие моменты, действующие на самолёт, резко изменяются по величине и по знаку (от больших кабрирующих при работе подъёмных двигателей они переходят в пикирующие). Для того, чтобы устранить рез-

кую перекладку рулей и их большой расход, нужно в процессе выключения двигателей изменить угол стабилизатора с $+3,50$ до $-(4-5)0$. Этим создаётся балансирующий момент на кабрирование, который частично разгружает рули высоты. По мере перехода самолёта в крейсерскую конфигурацию и дальнейшего разгона, когда возмущающие моменты приходят в норму, стабилизатор необходимо установить в его крейсерское положение $\varphi_{\text{ст}} = -3^\circ$.

Таким образом, применяя в качестве средств балансировки управляемый стабилизатор и автономное управление режимом работы второго и третьего рядов подъёмных двигателей, можно существенно уменьшить «постоянный» суммарный возмущающий момент. Однако совсем ликвидировать его этими средствами не удаётся. Как видно из графика 9.46, «постоянный» момент, оставшийся после применения средств балансировки, в диапазоне скоростей от нуля до $V = 100$ км/час растёт от начального момента 8 т м до 23 т м, а на последующем этапе разгона остаётся постоянным, равным 23 т м — 25 т м.

Этот остаточный «постоянный» момент необходимо компенсировать системой стабилизации и управления.

11

При выборе эффективности такой системы необходимо учитывать суммарную величину возмущающих «непостоянных» моментов и остаточного «постоянного» момента. Из «непостоянных» моментов суммироваться должны те моменты, которые могут возникать одновременно.

По каналу тангажа может быть несколько расчётных случаев.

Первый расчётный случай — вертикальный взлёт с висением вдали от поверхности с последующим разгоном и набором высоты. В этом случае нужно рассматривать возможность одновременного действия момента от отказа одного подъёмного двигателя (шестого двигателя для возмущающего кабрирующего момента или первого двигателя для пикирующего момента), момента разбаланса от управления подъёмными и подъёмно-маршевыми двигателями и остаточного «постоянного» возмущающего момента. В связи с возможностью относительного длительного пребывания самолёта на режиме нулевой скорости вдали от поверхности (зависание перед разгоном, медленный подъём без горизонтальной скорости при полётах в горах и т.п.) возможные моменты от отказа подъёмного двигателя, момент от разбаланса и начальный момент от подсоса струй подъёмных двигателей вдали от поверхности нужно складывать, и сумму брать за расчётную. Так же нужно

поступать на всём этапе разгона. Кроме того, на режиме нулевой скорости нужно отдельно рассматривать величину возмущающего момента, возникающего от влияния экрана в процессе вертикального ухода от поверхности. Ввиду кратковременности этого процесса (вертикальный подъём от высоты $H=0$ до высоты $H=7-8$ м, где практически влияние экрана исчезает, длится меньше 2-3 секунд), возникновение отказа подъёмных двигателей и разбаланса на этом этапе взлёта чрезвычайно маловероятно. Поэтому момент от воздействия экрана с моментами от отказа и разбаланса суммировать не нужно. На скорости $V=0$ нужно сравнить величины возмущающих моментов, действующих на самолёт вблизи поверхности (чистый момент от экрана) и вдали от неё (сумма моментов) и за расчётный принять больший из этих двух моментов.

Момент от изменения центра тяжести на режиме висения рассматривать совместно с отказом подъёмных двигателей также не следует ввиду маловероятности их совмещения по времени. Нужно рассматривать или один, или другой момент. Так как момент от отказа больше по величине от возможного изменения центровки, то в сумму расчётных моментов должен войти момент от отказа. Возмущающий момент от ветровой нагрузки по тангажу, как уже говорилось ранее, в данном расчёте не учитывается.

На графике 9.47 приведен вариант этого расчётного случая для рассматриваемого самолёта.

Видно, что при $V = 0$ расчётным является кабрирующий момент от экрана при вертикальном взлёте с воды, равный 30 т м (см. график 9.22, значение M_z при $H = 0$ и $\varphi = -8^\circ$), и пикирующий момент при отказе первого подъёмного двигателя (см. граф. 9.30), а на всём последующем этапе взлёта — суммарный кабрирующий момент от отказа шестого подъёмного двигателя, разбаланса двигателей и остаточного несбалансированного «постоянного момента, достигающий при скорости $V = 100$ км/час величины 40 т м.

Второй расчётный случай — точечный взлёт с разгоном до $V=150$ км/час на высоте $H = 0,2$ м — $0,5$ м над твёрдой поверхностью и $H=0,6$ м — $2,0$ м над водой с последующим уходом в воздух, дальнейшим разгоном и набором высоты.

Третий расчётный случай — точечная посадка с торможением от скорости $V=150$ км/час до $V=0$ на высоте $H=0,2$ м- $0,5$ м над сушей и $H=0,6$ м- $2,0$ м над водой.

В этих случаях нужно рассматривать два варианта:

- разгон и торможение над сушей;
- разгон и торможение над водой.

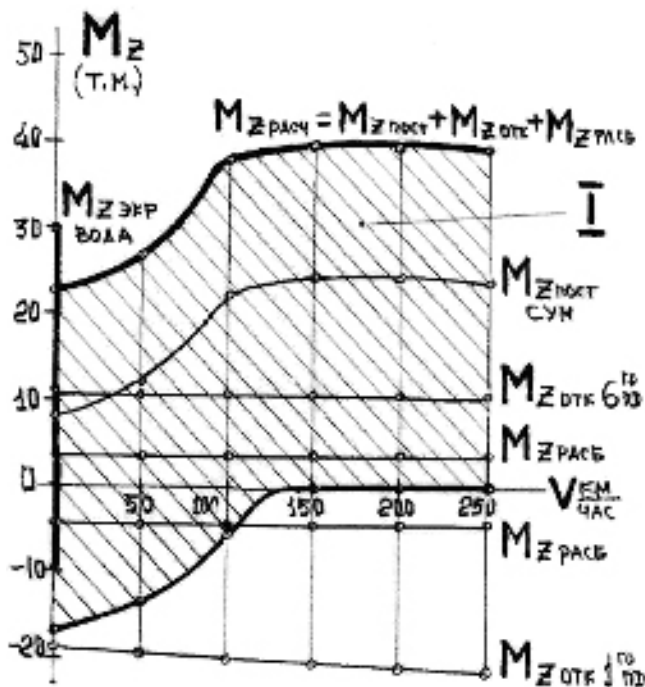


График 9.47

Зависимость расчётного возмущающего момента по тангажу для случая вертикального взлёта с суши и с воды от скорости полёта

$$M_{Z_{\text{сум}}}^{\text{пост}} = f(V, \varphi_{\text{стаб}})$$

I — область действия расчётного момента

При точечных взлётах и посадках с суши в диапазоне скоростей от $V=0$ до $V=150$ км/час на самолёт действуют:

- суммарные моменты от близости экрана (см. график 9.19а для разгона и 9.19б для торможения);
- моменты от входных импульсов подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей (см. граф. 9.5);
- моменты от дополнительных выходных импульсов подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей (см. граф. 9.2в).

Сумма этих моментов в данном случае является «постоянным» возмущающим моментом у поверхности (граф. 9.48а и 9.48б для разгона и 9.49 для торможения).

Пользуясь теми же, что и для вертикального взлёта, средствами балансировки (снижением режимов работы 2-го, 3-го, 8-го и 9-го подъёмных двигателей и управлением стабилизатора), можно эти моменты уменьшить

по величине и совместить их с «постоянными» моментами, действующими на самолёт при разгоне и торможении вдали от поверхности (графики 9.50а и 9.50б для разгона и 9.51 для торможения).

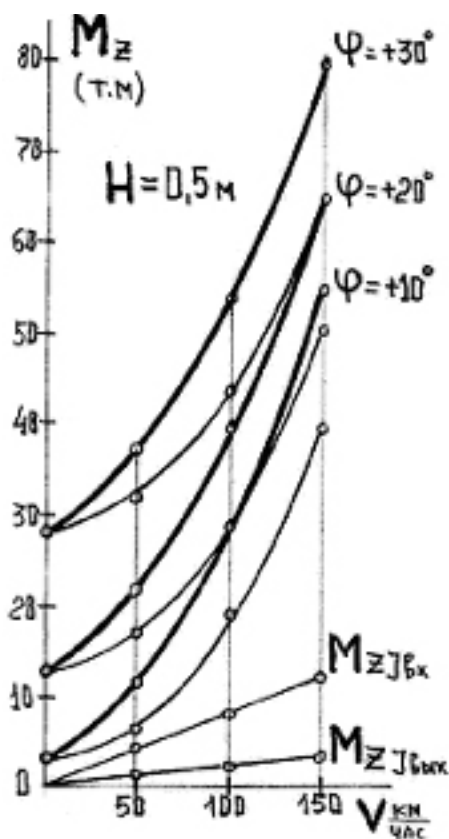


График 9.48а

Зависимость суммарного «постоянного» возмущающего момента от скорости полёта при точечном взлёте с суши в режиме разгона на высоте

$$H = 0,5 \text{ м} \quad M_{Z_{\text{сум}}}^{\text{пост}} = f(V, \varphi)$$

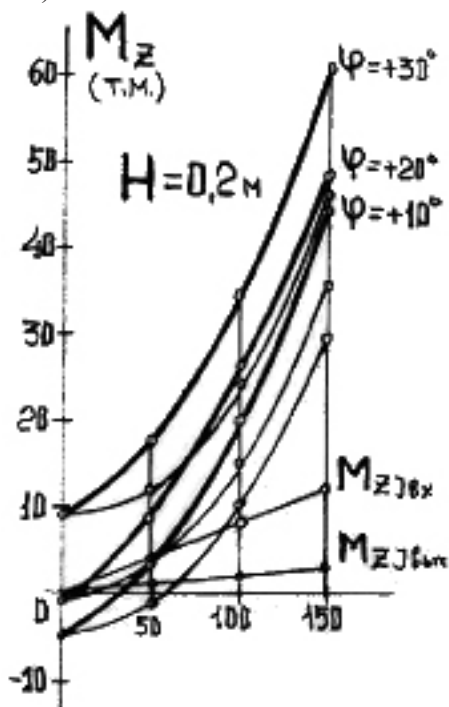


График 9.48б

Зависимость суммарного «постоянного» возмущающего момента от скорости полёта при точечном взлёте с суши в режиме разгона на высоте

$$H = 0,2 \text{ м} \quad M_{Z_{\text{сум}}}^{\text{пост}} = f(V, \varphi)$$

Для определения расчётных возмущающих моментов в этом случае нужно:

- для разгона остаточный «постоянный» кабрирующий момент вблизи экрана просуммировать с кабрирующим моментом от возможного отказа шестого подъёмного двигателя и с таким же кабрирующим моментом от разбаланса при управлении подъёмными и подъёмно-маршевыми двигателями (графики 9.52а и 9.52б);

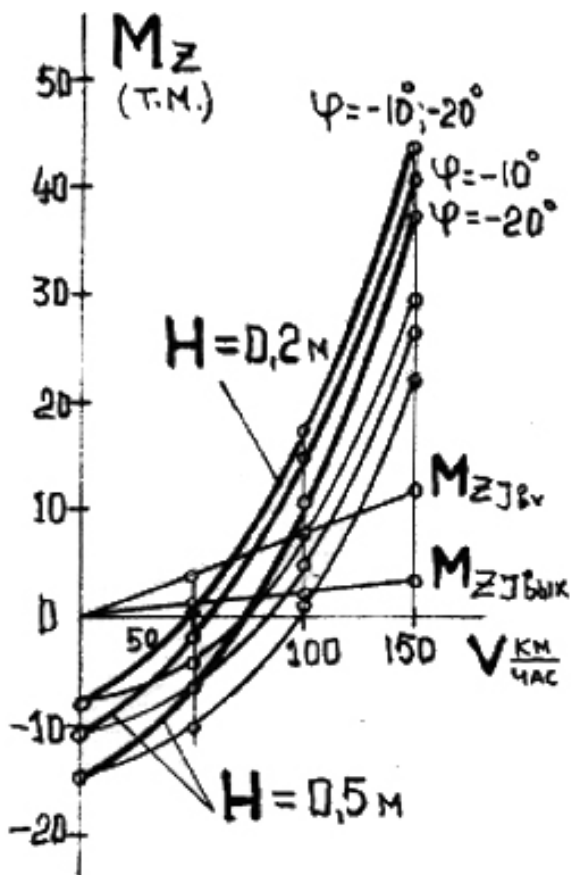


График 9.49

Зависимость суммарного «постоянного» возмущающего момента от скорости полёта при точечной посадке на сушу в режиме торможения на высоте $H=0,2$ м и $H=0,5$ м

$$M_{Z_{\text{сум}}}^{\text{пост}} = f(V, \varphi, H)$$

- имеющий отрицательное значение при малых скоростях, просуммировать с моментом от возможного отказа первого подъёмного двигателя,
- для торможения остаточный «постоянный» момент вблизи экрана, имеющим также отрицательное значение, и с отрицательным значением момента от разбаланса (см. граф. 9.53).

Совмещая друг с другом графики 9.52а, 9.52б и 9.53, получаем зависимость расчётных возмущающих моментов для режимов разгона и торможения над сушей (граф. 9.54).

При точечном взлёте с воды и посадке на воду определение максимальных возмущающих моментов производится таким же методом. Беря

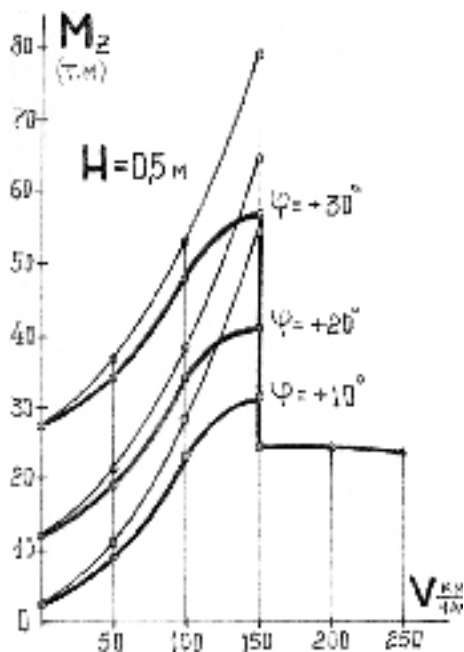


График 9.50a

Зависимость остаточного «постоянного» возмущающего момента от скорости полёта при точечном взлёте с суши в режиме разгона на высоте $H = 0,5 \text{ м}$

$$M_{Z_{ост}}^{пост} = f(V, \varphi)$$

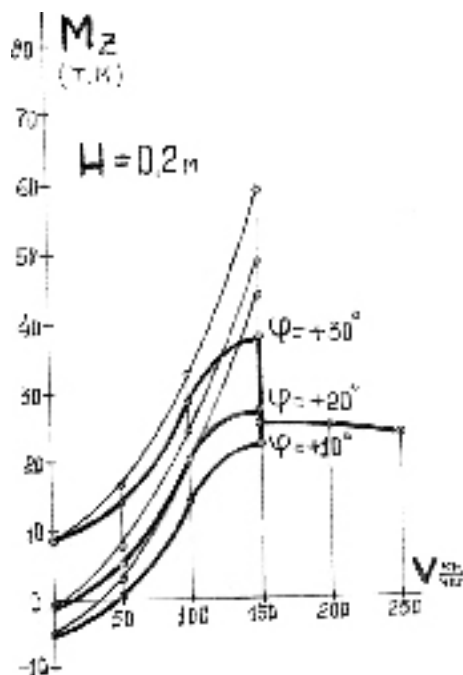


График 9.50б

Зависимость остаточного «постоянного» возмущающего момента от скорости полёта при точечном взлёте с суши в режиме разгона на высоте $H = 0,2 \text{ м}$

$$M_{Z_{ост}}^{пост} = f(V, \varphi)$$

за основу зависимость моментов, возникающих при движении вблизи водной поверхности, от скорости этого движения (см. графики 9.23а и 9.23б), суммируя их с моментами от входных и дополнительных выходных импульсов подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей, применяя те же средства балансировки и совмещая эти моменты с моментами при разгоне и торможении вдали от поверхности, а также суммируя полученные моменты с моментами от отказов подъёмных двигателей и моментами от разбаланса и совмещая их друг с другом, получаем зависимости расчётных возмущающих моментов для режимов разгона и торможения над водой (граф. 9.54, 9.55).

Анализируя совмещённые графики 9.54 и 9.55 и сопоставляя их с графиком 9.46, мы видим, что для выполнения точечных взлётов и посадок самолёта с целью использования возможности увеличения его грузоподъёмности

или дальности путём значительной перегрузки взлётногo веса, требуется гораздо большая мощность системы стабилизации и управления, чем при классическом вертикальном взлёте и посадке. Особенно это касается взлётов и посадок с воды, где проявляется наибольший эффект от получения дополнительной подъёмной силы.

При определении потребной мощности этой силовой системы стабилизации и управления необходимо рассматривать все расчётные случаи одновременно. Такое рассмотрение показывает, что:

- расчётным возмущающим кабрирующим моментом при скорости полёта $V=0$ является момент в конце торможения при посадке на воду на высоте $H=0,6$ м с углом разворота выхлопных струй $\varphi = -20^\circ$ и с учётом отказа шестого подъёмного двигателя. Этот момент равен $+64$ т м;
- максимальный возмущающий кабрирующий момент возникает на режиме посадки на воду в начале торможения при скорости $V=150$ км/час на высоте $H = 0,6$ м и $\varphi = -20^\circ$ и при отказавшем шестом подъёмном двигателе. Этот момент равен $+96,5$ т м;
- на скорости полёта от $V=150$ км/час до $V=250$ км/час расчётный кабрирующий момент определяется моментом, действующим на самолёт при разгоне (или торможении) вдали от поверхности. Этот момент практически постоянен по скорости и равен с учётом отказа шестого подъёмного двигателя 40 т м как для полёта над твёрдой поверхностью, так и над водой;
- расчётный возмущающий пикирующий момент в диапазоне скоростей от $V = 0$ до $V = 150$ км/час определяется моментом при разгоне самолёта над водой на высоте $H=0,6$ м с учётом поворота выхлопных струй

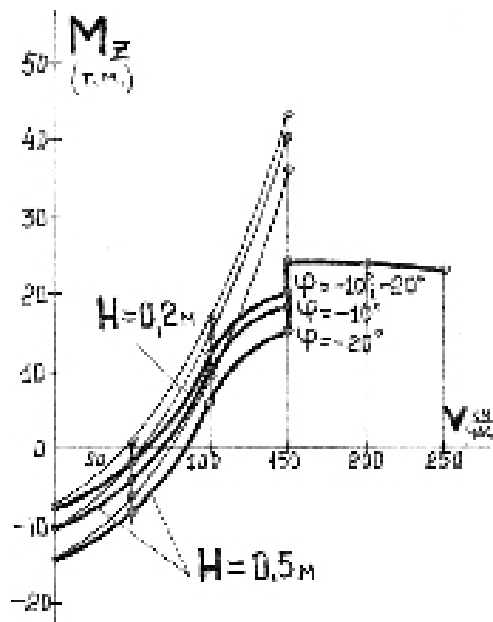


График 9.51
Зависимость остаточного «постоянного» возмущающего момента от скорости полёта при точечной посадке на сушу в режиме торможения на высоте

$H=0,2$ м и $H = 0,5$ м

$$M_{Z_{ост}}^{пост} = f(V, \varphi, H)$$

$\varphi = +30^\circ$. Этот момент с учётом отказа первого подъёмного двигателя изменяется (падает) от -64 т м при $V = 0$ до $-33,5$ т м при $V = 150$ км/час;

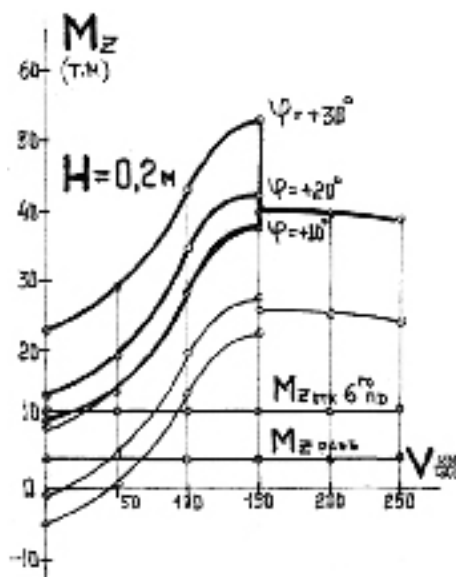


График 9.52а

Зависимость расчётного возмущающего момента по тангажу от скорости полёта для случая точечного взлёта с суши в режиме разгона на высоте $H = 0,5$ м

$$M_{Z_{\text{расч}}} = f(V, \varphi)$$

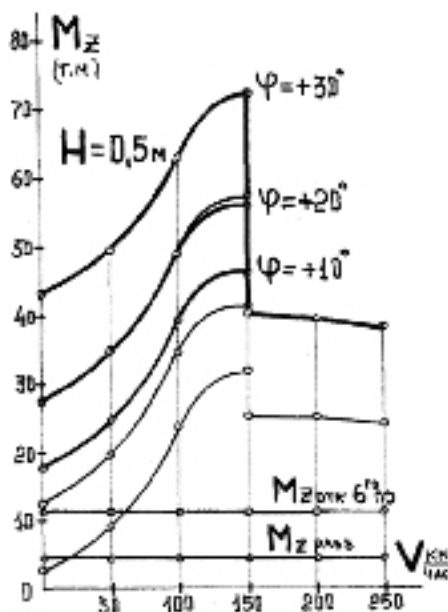


График 9.52б

Зависимость расчётного возмущающего момента по тангажу от скорости полёта для случая точечного взлёта с суши в режиме разгона на высоте $H = 0,2$ м

$$M_{Z_{\text{расч}}} = f(V, \varphi)$$

- в диапазоне скоростей полёта от $V = 150$ км/час до $V = 250$ км/час вдали от поверхности (как твёрдой, так и водной) возмущающий пикирующий момент равен нулю.

Для удобства анализа расчётные возмущающие моменты на графиках 9.54 и 9.55 построены для нескольких определённых, но неизменных по скорости значений углов разворота выхлопных струй и высот полёта. Такой метод расчёта является сугубо условным. Он позволяет определить диапазон теоретически возможных максимальных возмущающих моментов, но не отражает реальных условий выполнения точечных взлётов и посадок. Практически же нет никакой необходимости, и даже опасно осуществлять такие режимы. Учитывая интенсивный рост чисто аэродинамической (см. граф. 9.13а и 9.13б) и вторичной подъёмной силы (см. граф. 9.20а,

9.20, 9.22а и 9.22б) вблизи экрана при росте скорости, разгон самолёта при скорости $V = 0$ до $V = 150$ км/час и торможение при посадке от скорости $V = 150$ км/час до $V = 0$ в зависимости от величины перегруза следует производить с переменными по скорости углами поворота выхлопных струй подъёмных двигателей и с изменением высоты полёта над экраном. При этом общая подъёмная сила будет сохраняться на достаточном для обеспечения необходимого маневра уровне, но существенно уменьшится величина возмущающих моментов (потребуется меньшая мощность на стабилизацию и управление), а также при уходе от поверхности на скорости $V = 150$ км/час не потребуется неприятная резкая перебалансировка самолёта.

По каналам крена и курса из-за симметрии силовых воздействий на самолёт относительно продольной и вертикальной осей «постоянные» возмущающие моменты, как уже говорилось ранее, не возникают. Поэтому расчётными возмущающими моментами при выборе эффективности системы стабилизации и управления по каналу крена должны быть моменты от ветровых нагрузок и от отказов подъёмных двигателей (граф. 9.56), а для канала курса — моменты от отказов подъёмных двигателей (граф. 9.57).

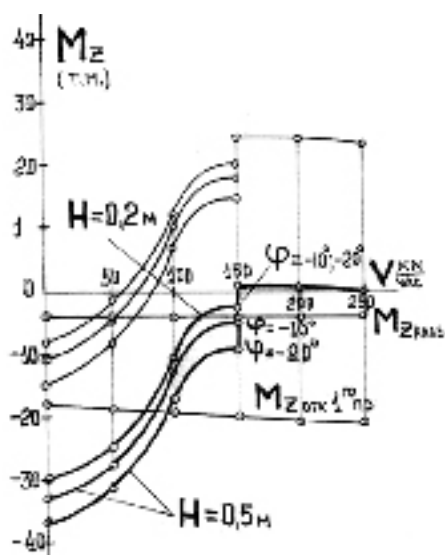


График 9.53

Зависимость расчётного возмущающего момента по тангажу от скорости полёта для случая точечной посадки на сушу в режиме торможения на высотах $H = 0,6$ м и $H = 0,2$ м

$$M_{Z_{расч}} = f(V, \varphi, H)$$

12

При выборе эффективности силовой системы стабилизации и управления удобнее рассматривать не моменты в тонно-метрах, действующие на самолёт, а те угловые ускорения, которые эти моменты могут создать на данном самолёте

$$e = \frac{M}{I},$$

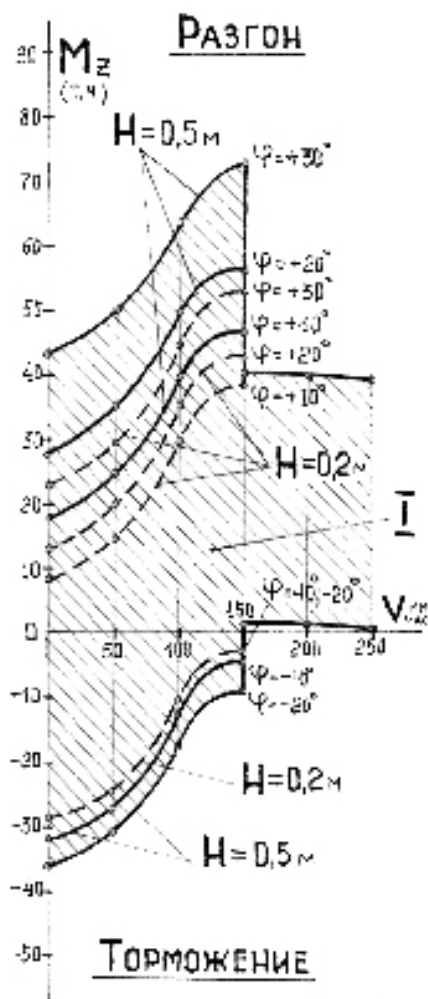


График 9.54

Зависимость полного расчётного возмущающего момента по тангажу от скорости полёта для случая точечного взлёта и посадки с суши

$$M_{\text{расч}} = f(V, H, \varphi)$$

I — зона действия суммарного возмущающего момента

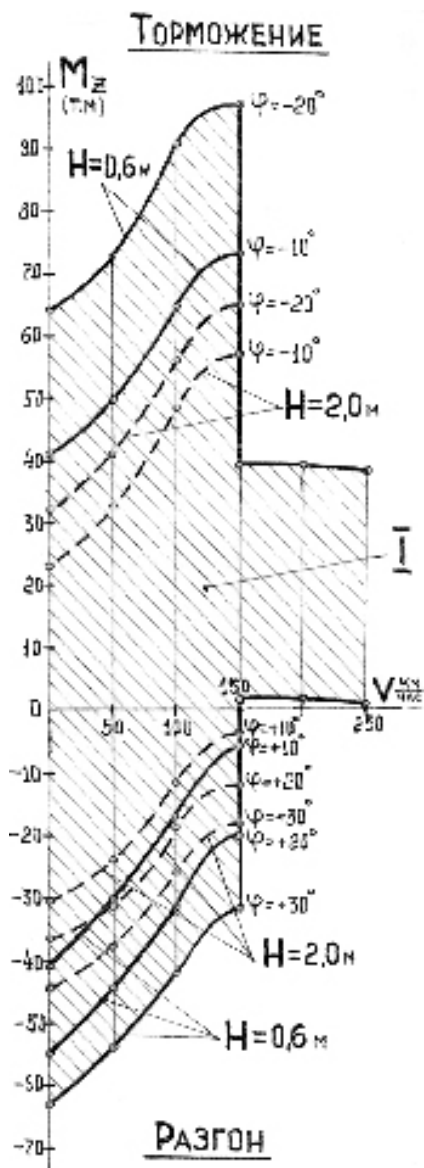


График 9.55

Зависимость полного расчётного возмущающего момента по тангажу от скорости полёта для случая точечного взлёта и посадки с воды

$$M_{\text{расч}} = f(V, H, \varphi)$$

I — зона действия суммарного возмущающего момента

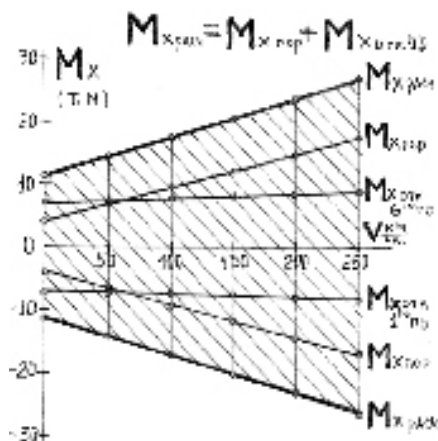


График 9.56

Зависимость расчётного возмущающего момента по крену от скорости полёта

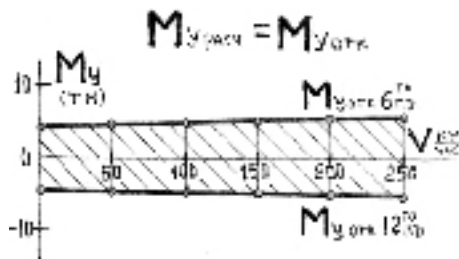


График 9.57

Зависимость расчётного возмущающего момента по курсу от скорости полёта

где I — момент инерции самолёта относительно рассматриваемой оси (угловое ускорение ε является более общим критерием возмущающих и управляющих воздействий, т.к. учитывает через момент инерции вес и размеры конкретного самолёта).

Потребная эффективность (мощность) системы стабилизации и управления самолёта вертикального взлёта и посадки на переходных этапах полёта определяется:

- мощностью необходимой для компенсации возмущающих (расчётных) моментов;
- запасом мощности для выполнения маневрирования, управления самолётом и для его стабилизации при малых возмущениях

$$e_{\text{нотр}}^{\text{max}} = e_{\text{расч}}^{\text{возм}} + e_{\text{упр}},$$

$e_{\text{расч}}^{\text{возм}}$ определяется для каждого конкретного самолёта путём анализа максимальных силовых воздействий на него на всех этапах взлёта и посадки (как это показано выше для рассматриваемого типа самолёта).

$e_{\text{упр}}$ определяется из статистики и опыта эксплуатации самолётов, аналогичных рассматриваемому (более строгого и точного способа определения $e_{\text{упр}}$ на сегодня не существует).

В таблице 9.1 приведены данные по $e_{\text{упр}}$ для режимов висения по различным источникам. Эти данные относятся к вертикально взлетающим аппаратам, в основном, малой размерности.

№ п/п	Объект	ε_x	ε_z	ε_y
1	Требования НАТО	0,36	0,34	0,25
2	Рекомендации «Боинг»	0,5	0,31	-
3	Як-36	-	0,3	0,06
4	X-14	0,32	0,25	0,15
5	Стенды VG-101	0,21	0,275	0,05-0,12
6	Ми-6	-	0,29	-
7	Ми-10	-	0,35	-
8	Do-31	0,2	0,17	0,1

Значения потребных ε_{ynp} для различных типов вертикально взлетающих летательных аппаратов по каждому из каналов лежат, как видно из таблицы, в довольно узких пределах:

$$\varepsilon_{x\ ynp} = 0,2-0,5 \frac{1}{сек^2};$$

$$\varepsilon_{z\ ynp} = 0,17-0,35 \frac{1}{сек^2};$$

$$\varepsilon_{y\ ynp} = 0,05-0,25 \frac{1}{сек^2}.$$

При этом меньшие значения ε_{ynp} относятся к более крупным и тяжёлым самолётам. Это положение объясняется тем, что с ростом габаритов и взлётно-го веса самолёта увеличивается его инертность и понижается чувствительность к возмущениям. Более тяжёлый и крупный самолёт на режимах малых скоростей, когда отсутствует естественная аэродинамическая устойчивость, медленнее реагирует на внешние возмущения, и под их действием «неохотнее» выходит из положения равновесия. Для удержания такого самолёта в равновесии нужны более плавные, медленные и менее частые управляющие воздействия, чем для лёгкого, «вёрткого» самолёта, а это требует меньшей относительной мощности органов управления и стабилизации.

Самолёт ВВА-14 не имеет прототипа. По взлётному весу и по размерам он существенно больше самого крупного из указанных в таблице самолёта Do-31. Считая, что тенденция уменьшения потребных ε_{ynp} при увеличении веса и размеров самолёта сохраняется и при больших весах, для самолёта ВВА-14 можно с запасом принять значение ε_{ynp} , равные или несколько меньшие, чем у Do-31.

Значения эффективности управления, приведенные в таблице, обеспечивают нормальную стабилизацию и пилотирование самолёта на режиме висения без всяких ограничений. При этих значениях $\varepsilon_{упр}$ самолёт имеет хорошие пилотажные характеристики. Однако, при отказе одного из двигателей, требования к пилотированию могут и должны быть снижены — в этой ситуации нет необходимости проводить широкое маневрирование, и достаточно обеспечить приемлемые (а не хорошие) пилотажные характеристики. Для этого потребные $\varepsilon_{упр}$ могут быть уменьшены в два раза. Для нашего самолёта принимаются следующие значения $\varepsilon_{упр}$ по каждому из каналов:

$$\varepsilon_x = 0,2 \frac{1}{сек^2}$$

$$\varepsilon_z = 0,15 \frac{1}{сек^2}$$

$$\varepsilon_y = 0,08 \frac{1}{сек^2}$$

и

$$\varepsilon_x = 0,1 \frac{1}{сек^2}$$

$$\varepsilon_z = 0,08 \frac{1}{сек^2}$$

$$\varepsilon_y = 0,04 \frac{1}{сек^2}$$

Для нормального маневрирования при висении без отказов подъёмных двигателей

Для ограниченного маневрирования на висении при отказе одного из подъёмных двигателей

Суммируя возмущающие ускорения с ускорениями, потребными для маневрирования (см. граф. 9.58а, 9.58б, 9.59а, 9.59б, 9.60а, 9.60б, 9.61, 9.62), получаем следующие значения расчётных суммарных ускорений по каждому из каналов, которые необходимо преодолевать системой силовой стабилизации и управления:

Для вертикального взлёта с твёрдой поверхности и с воды:

+ 0,25 — без отказов ПД;

$\varepsilon_{z \text{ потр}} = + 0,25$ — с отказом 1-го ПД;

- 0,44 — без отказа ПД;

- 0,47 — с отказом 6-го ПД.

Для точечного взлёта с твёрдой поверхности (в рабочем диапазоне высот):

+ 0,31 — без отказов ПД;

$\epsilon_{z \text{ потр}} = +0,43$ — с отказом 1-го ПД;
 - 0,73 — без отказа ПД;
 - 0,76 — с отказом 6-го ПД.

Для точечного взлёта с воды (в рабочем диапазоне высот):

+ 0,58 — без отказов ПД;
 $\epsilon_{z \text{ потр}} = +0,68$ — с отказом 1-го ПД;
 - 0,96 — без отказа ПД;
 - 1,0 — с отказом 6-го ПД.

По каналу крена:

$\epsilon_{x \text{ потр}} = \pm 0,6$ — без отказов ПД;
 $\pm 0,7$ — с отказом одного из ПД.

По каналу курса:

$\epsilon_{y \text{ потр}} = \pm 0,08$ — без отказов ПД;
 $\pm 0,08$ — с отказом одного из ПД.

Таким образом, для реализации всех технических и экономических возможностей схемы самолёта ВВА-14 с обеспечением его полной стабилизации и наиболее эффективного управления при выполнении каких-либо ограничений вертикальных взлётов и посадок, а также точечных взлётов и посадок с максимально возможным перегрузом во всём диапазоне рабочих высот над твёрдым и водным экраном, для обеспечения его наилучших пилотажных характеристик на любых режимах и скоростях полёта, мощность системы стабилизации и управления должна обеспечивать создание следующих максимальных суммарных ускорений:

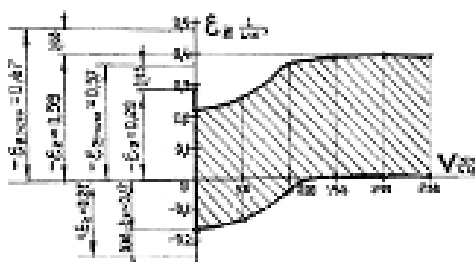


График 9.58а

Зависимость расчётных возмущающих ускорений по тангажу от скорости полёта при вертикальном взлёте с суши и с воды с учётом возможных отказов подъёмных двигателей

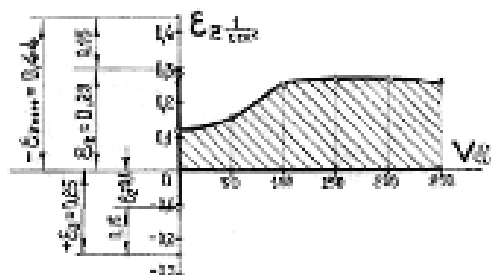


График 9.58б

Зависимость расчётных возмущающих ускорений по тангажу от скорости полёта при вертикальном взлёте с суши и с воды без учёта возможных отказов подъёмных двигателей

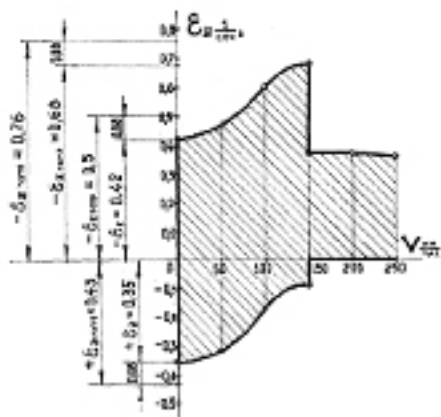


График 9.59а

Зависимость расчётных возмущающих ускорений по тангажу от скорости полёта при точечном взлёте с суши с учётом возможных отказов подъёмных двигателей

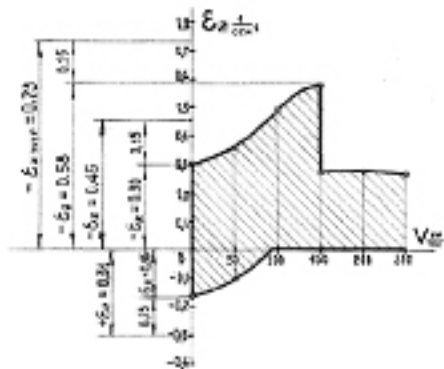


График 9.59б

Зависимость расчётных возмущающих ускорений по тангажу от скорости полёта при точечном взлёте с суши без учёта возможных отказов подъёмных двигателей

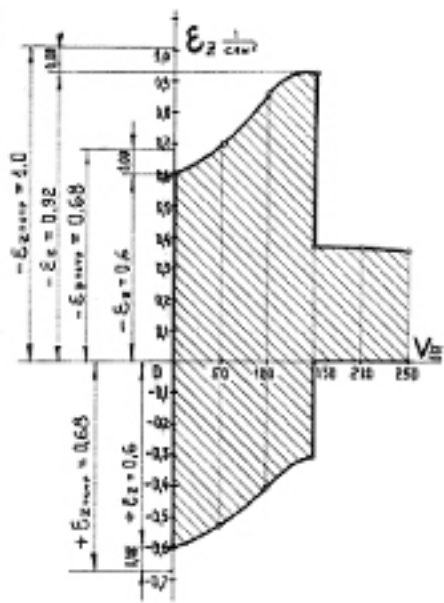


График 9.60а

Зависимость расчётных возмущающих ускорений по тангажу от скорости полёта при точечном взлёте с воды с учётом возможных отказов подъёмных двигателей

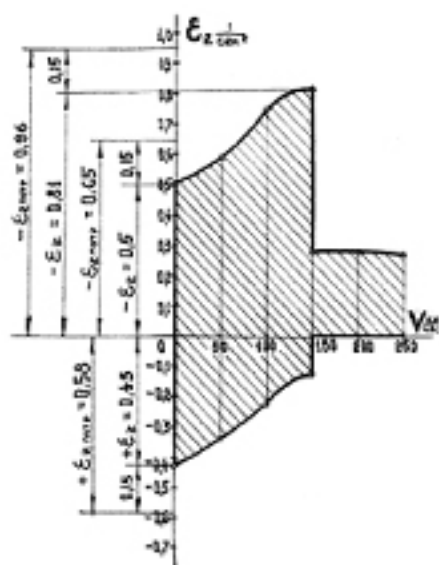


График 9.60б

Зависимость расчётных возмущающих моментов по тангажу от скорости полёта при точечном взлёте с воды без учёта возможных отказов подъёмных двигателей

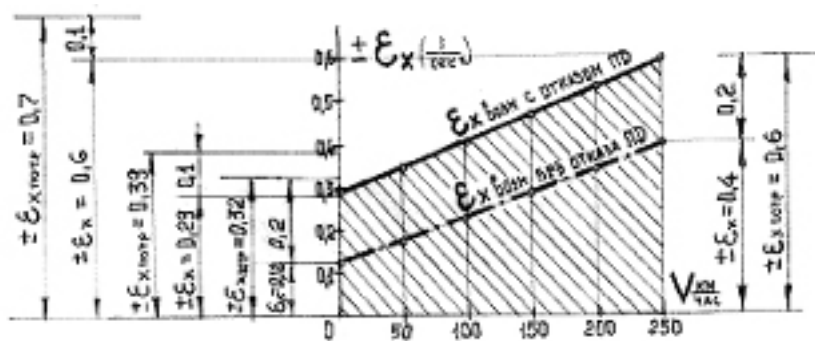


График 9.61

Зависимость расчётных возмущающих ускорений по крену от скорости полёта при вертикальных и точечных взлётах с суши и с воды с учётом и без учёта отказов подъёмных двигателей

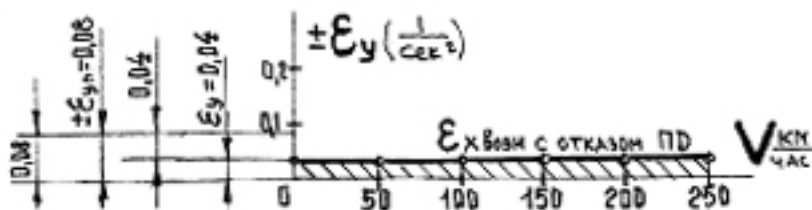


График 9.62

Зависимость расчётных возмущающих ускорений по курсу от скорости полёта при вертикальных и точечных взлётах с суши и с воды с учётом и без учёта отказов подъёмных двигателей

- По каналу тангажа:

$$\varepsilon_{z \text{ потр}} = -0,68 \frac{1}{\text{сек}^2} \text{ при } V = 0$$

на пикирование

$$\varepsilon_{z \text{ потр}} = -1,0 \frac{1}{\text{сек}^2} \text{ при } V = 150 \text{ км/час}$$

$$\varepsilon_{z \text{ потр}} = +0,68 \frac{1}{\text{сек}^2} \text{ при } V = 0$$

на кабрирование

- По каналу крена:

$$— \varepsilon_{\kappa \text{ потр}} = 0,36 \frac{1}{\text{сек}^2} \text{ при } V = 0$$

— $\varepsilon_{x \text{ потр}} = 0,7 \frac{1}{\text{сек}^2}$ при $V = 250$ км/час

- По каналу курса:

— $\varepsilon_{y \text{ потр}} = 0,08 \frac{1}{\text{сек}^2}$ при $V = 0$

Обеспечение таких больших ускорений — чрезвычайно сложная задача.

На переходных режимах полёта, когда самолёт движется с поступательной скоростью, часть усилий по созданию потребных управляющих ускорений берут на себя аэродинамические управляющие поверхности, эффективность которых растёт по мере роста скорости (см. граф. 9.63), и некоторое облегчение вносит аэродинамическое демпфирование, которое с ростом скорости уменьшает чувствительность самолёта к внешним возмущениям.

Но главная тяжесть этой задачи ложится на систему искусственной устойчивости, силовой стабилизации и управления.

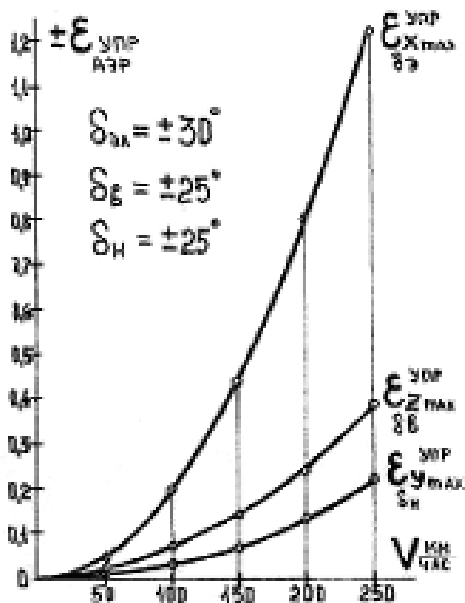


График 9.63

Зависимость максимальных управляющих аэродинамических моментов рулевых поверхностей от скорости полёта

$$\varepsilon_{x \delta_{эл}} = f(V); \varepsilon_{z \delta_{в}} = f(V); \varepsilon_{y \delta_{н}} = f(V)$$

Как мы уже говорили в главе 2, на этапе эскизного проектирования в самолёт ВВА-14 была заложена система струйного управления, которая отвечала требованиям как по необходимой мощности, так и по быстродействию. Однако, в процессе дальнейшей работы над конструкцией самолёта от этой системы пришлось отказаться. Как показала подробная конструктивная проработка, такая система для крупного многодвигательного самолёта типа ВВА-14 неизбежно получается сложной, громоздкой, многодельной и гораздо более тяжёлой, чем это допустимо по весовому балансу. Но главной причиной отказа от струйной системы в нашем случае была ситуация, возникшая у двигателистов при более детальной разработке двигателя РД36–35ПР. Вопреки начальным утверждениям работников и руководства ОКБ Колесова о возможности осуществления отбора нужного для струйников количества воздуха от двигателей при сохранении неизменными аэродинамического тракта и корпуса базового двигателя РД36-35 (что с самого начала было основным условием для создания опытной партии двигателей РД36-35ПР в заданные сроки), в действительности потребовалась существенная переделка базового двигателя. Организация в средней части корпуса специального коллектора с клапанами и механизмами регулирования, обеспечивающего отбор 6 кг/сек сжатого воздуха, и пересмотр в связи с этим параметров закомпрессорной части двигателя, влекли за собой существенное увеличение объёмов проектных, производственных и доводочных работ. Это могло ещё больше затянуть сроки и даже стать причиной срыва постройки двигателей.

Так как от своевременной поставки партии подъёмных двигателей зависела судьба всего проекта самолёта ВВА-14, к концу 1970 года встал вопрос — или отказаться от отбора такого большого количества воздуха и, следовательно, отказаться от струйной системы управления, или пойти на серьёзную переделку базового двигателя, чем поставить под угрозу саму возможность создания так необходимого нам уникального турбовентиляторного подъёмного двигателя. Учитывая сложную обстановку вокруг самолёта, стремясь устранить любые технические и организационные препятствия на его пути и не желая давать никаких поводов своим недоброжелателям для искусственного торможения всего проекта, Роберт Людвигович принял решение отказаться от струйной системы управления.

Это решение на том этапе было вынужденным. Но, как говорится, нет худа без добра.

Отказ от струйников послужил толчком к интенсивному поиску более эффективного и технически более совершенного способа обеспечения

стабилизации и управления самолёта. Результатом такого поиска явилась разработка сначала концепции, а потом и технического проекта так называемой «векторной» системы. Такое название эта система получила из-за того, что в ней стабилизирующие и управляющие моменты создаются путём дифференциального изменения величины и направления векторов тяги подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей. Применительно к самолёту ВВА-14 в этой системе для создания моментов по тангажу применяется одновременное наращивание и сброс тяги в передних и задних (относительно центра тяжести) группах подъёмных двигателей и изменение угла поворота выхлопных сопел подъёмно-маршевых двигателей; по крену — наращивание тяги на одной боковой группе подъёмных двигателей при одновременном её сбросе на противоположной группе, а по курсу — дифференциальное изменение углов разворота решёток на выходе из правой и левой группы подъёмных двигателей.

Таким образом, отказ от отбора 6 кг/сек воздуха с каждого подъёмного двигателя увеличил его взлётную тягу с 4400 кг до 5200 кг. Этот прирост тяги было решено использовать для создания управляющих моментов без потери расчётной взлётной тяговооружённости самолёта. Для этого на всех режимах полёта подъёмные двигатели, как правило, должны были работать на режиме не выше $0,8 \bar{R}_{\max}$. Это обеспечивает постоянную стабильную суммарную вертикальную тягу подъёмной силовой установки (4400кг 12 двиг.= 52800кг) и стабильность выполнения траектории полёта независимо от затрат энергии на управление. В то же время диапазон симметричного изменения тяги в процессе управления от $0,8 \bar{R}_{\max}$ до \bar{R}_{\max} в одной группе подъёмных двигателей и от 0,8 до 0,6 в другой, не меняя общую подъёмную силу и не влияя на траектории, обеспечивает необходимую мощность системы стабилизации и управления.

В отдельных случаях, при условии некоторого снижения требований к безопасности (что допустимо для чрезвычайных ситуаций) на взлёте возможна работа всех подъёмных двигателей на режиме \bar{R}_{\max} . Хотя при этом уменьшается располагаемая максимальная мощность системы управления и его эффективность, т.к. маневры по тангажу и по крену будут осуществляться только за счёт снижения режимов работы подъёмных двигателей, и возможно некоторое нарушение стабильности выполнения траекторий за счёт уменьшения общей подъёмной силы при управлении, из-за кратковременности управляющих импульсов и большой инерционности самолёта значительного изменения траекторий не должно быть (самолёт не будет успевать реагировать на импульсивные провалы вертикальной тяги).

Повороты тяги подъёмно-маршевых двигателей выхлопными соплами так же, как и повороты тяги подъёмных двигателей нижними решётками, обеспечивающие создание необходимых управляющих моментов, на изменение общей подъёмной силы самолёта, а следовательно, и на стабильность траектории, влияют очень слабо (см. граф. 9.1а).

Как показала дальнейшая работа, применение такой системы давало возможность с минимальными весовыми и энергетическими затратами обеспечить довольно высокий уровень мощности стабилизирующих и управляющих воздействий. Так, наращиванием и сбросом тяги подъёмных двигателей в пределах $0,2 \bar{R}_{\max}$ относительно среднего уровня $0,8 \bar{R}_{\max}$ можно создать следующие управляющие ускорения по тангажу:

- При наращивании тяги от $0,8 \bar{R}_{\max}$ до \bar{R}_{\max} на 1-ом, 2-ом, 3-ем, 4-ом, 7-ом, 8-ом, 9-ом и 10-ом двигателях и при одновременном сбросе тяги от $0,8$ до $0,6$ на 5-ом, 6-ом, 11-ом, 12-ом двигателях можно на скорости $V = 0$ получить управляющий импульс с ускорением

$$\varepsilon_z = +0,31 \frac{1}{\text{сек}^2} \text{ при нормальной работе всех подъёмных двигателей}$$

$$\text{и } \varepsilon_z = +0,27 \frac{1}{\text{сек}^2} \text{ при отказе первого двигателя (см. граф. 9.64).}$$

При увеличении горизонтальной скорости полёта этот импульс растёт пропорционально росту выходного импульса подъёмных двигателей, и достигает значения

$$\varepsilon_z = +0,46 \frac{1}{\text{сек}^2} \text{ без учёта отказа первого подъёмного двигателя и}$$

$$\varepsilon_z = +0,42 \frac{1}{\text{сек}^2} \text{ с учётом этого отказа.}$$

- При сбросе тяги от $0,8 \bar{R}_{\max}$ до $0,6 \bar{R}_{\max}$ на 1-ом, 2-ом, 7-ом и 9-ом двигателях и при одновременном наращивании тяги от $0,8 \bar{R}_{\max}$ до \bar{R}_{\max} на 5-ом, 6-ом, 11-ом и 12-ом двигателях можно на скорости $V = 0$ получить управляющий импульс на пикирование с ускорением

$$\varepsilon_z = -0,28 \frac{1}{\text{сек}^2} \text{ без учёта отказов и } \varepsilon_z = -0,23 \frac{1}{\text{сек}^2} \text{ с учётом отказа}$$

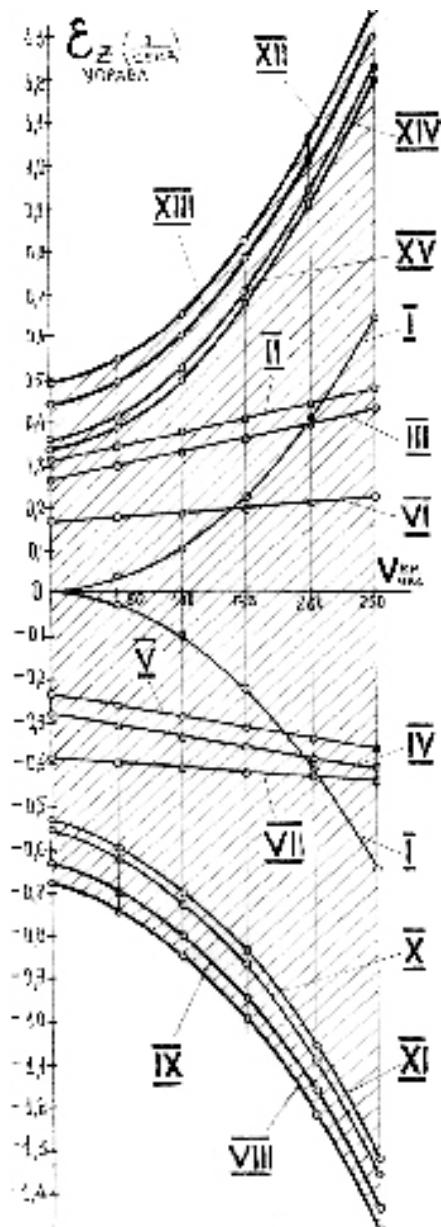
шестого подъёмного двигателя. По скорости этот импульс растёт при

$$V = 250 \text{ км/час до значения } \varepsilon_z = -0,41 \frac{1}{\text{сек}^2} \text{ и } \varepsilon_z = -0,36 \frac{1}{\text{сек}^2} \text{ соответственно (см. граф. 9.64).}$$

График 9.64

Зависимость суммарных управляющих ускорений по тангажу от скорости полёта

$$\varepsilon_{z \text{ упр}} = f(V)$$



I — управляющее ускорение от рулей высоты; II — ускорение на кабрирование от изменения режимов работы подъёмных двигателей без учёта их отказов; III — ускорение на кабрирование от изменения режимов работы подъёмных двигателей с учётом отказа первого двигателя; IV — ускорение на пикирование от изменения режима работы подъёмных двигателей без учёта отказа шестого двигателя; V — ускорение на пикирование от изменения режима работы подъёмных двигателей с учётом отказа шестого двигателя; VI — ускорение на кабрирование при изменении угла установки сопел подъёмно-маршевых двигателей; VII — ускорение на пикирование при изменении угла установки сопел подъёмно-маршевых двигателей; VIII — суммарное управляющее ускорение на пикирование без учёта отказа подъёмных двигателей; IX — суммарное управляющее ускорение на пикирование с учётом отказа шестого подъёмного двигателя; X — суммарное управляющее ускорение на пикирование за вычетом ускорения на маневрирование $\varepsilon_{z \text{ ман}} = 0,08$ при отказе шестого подъёмного двигателя;

XI — суммарное управляющее ускорение на пикирование за вычетом ускорения на маневрирование $\varepsilon_{z \text{ ман}} = 0,15$ без учёта отказов подъёмных двигателей;

XII — суммарное управляющее ускорение на кабрирование без учёта отказов подъёмных двигателей; XIII — суммарное управляющее ускорение на кабрирование с учётом отказа первого подъёмного двигателя; XIV — суммарное управляющее ускорение на кабрирование за вычетом ускорения на маневрирование $\varepsilon_z = 0,08$ при отказе первого подъёмного двигателя; XV — суммарное управляющее ускорение $\varepsilon_z = 0,15$ без учёта отказов подъёмных двигателей.

- По каналу крена (см. граф. 9.65) наращивание тяги от $0,8 \bar{R}_{\max}$ до \bar{R}_{\max} на всей левой группе подъёмных двигателей с одновременным сбросом тяги от $0,8 \bar{R}_{\max}$ до $0,6 \bar{R}_{\max}$ на всей правой группе создаёт на скорости $V = 0$ правый крен с ускорением $\epsilon_x = +0,57 \frac{1}{\text{сек}^2}$ без учёта отказа подъёмного двигателя и $\epsilon_x = +0,52 \frac{1}{\text{сек}^2}$ с учётом отказа.

Аналогично получается и левый крен с такой же интенсивностью. Величина управляющего импульса по крену также растёт по скорости пропорционально росту выходного импульса и достигает при $V = 250$ км/час значения $\epsilon_x = \pm 0,84 \frac{1}{\text{сек}^2}$ без учёта отказа и $\epsilon_x = \pm 0,79 \frac{1}{\text{сек}^2}$ с учётом отказа.

По каналу курса управляющие импульсы создаются путём поворота вектора тяги одной из групп подъёмных двигателей выходными решётками. При этом разворачивающие моменты возникают из-за асимметричного роста горизонтальной составляющей тяги. Из графика 9.16 видно, что при работе двигателей на режиме $0,8 \bar{R}_{\max}$ поворот вектора левой группы на $+ 30^\circ$ (вперёд) создаёт несимметричную горизонтальную составляющую тяги, равную при $V = 0 \sim 10$ т. Это вызывает возникновение правого разворачивающего момента в 20 т м без отказа двигателей и в 16 т м с учётом отказа, что соответствует ускорению $\epsilon_y = 0,14 \frac{1}{\text{сек}^2}$ и $0,12 \frac{1}{\text{сек}^2}$ соответственно. Такое же ускорение можно получить для левого разворота, если вектор тяги правой группы двигателей повернуть на те же $+ 30^\circ$ тоже вперёд. По мере роста скорости полёта величина управляющего импульса увеличивается пропорционально увеличению выходных импульсов подъёмных двигателей (граф. 9.1.66).

Сложив значения управляющих ускорений от изменения тяги подъёмных двигателей с ускорениями от разворота векторов тяг подъёмно-маршевых двигателей и с ускорениями от рулей высоты, получим суммарные значения располагаемых кабрирующих и пикирующих управляющих ускорений (граф. 9.64), а для поперечного и путевого каналов аналогичные суммарные ускорения располагаемых управляющих ускорений получают путём сложения ускорений от изменения тяги и разворота выхлопных струй подъёмных двигателей с ускорениями от элеронов и рулей направления соответственно (см. граф. 9.65 и 9.66).

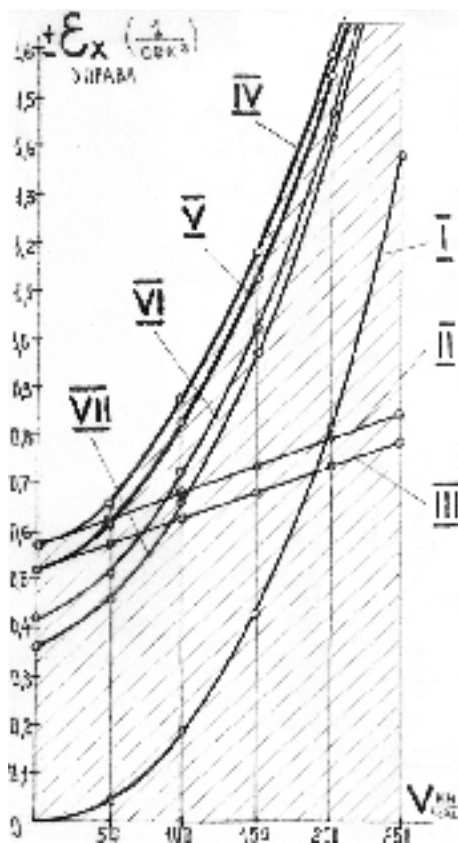


График 9.65

Зависимость суммарных управляющих ускорений по крену от скорости полёта $\varepsilon_{x \text{ упр}} = f(V)$

I-управляющее ускорение от элеронов; II — управляющее ускорение от изменения режима работы подъёмных двигателей без учёта их отказов; III — управляющее ускорение от изменения режима работы подъёмных двигателей с учётом отказа одного из подъёмных двигателей; IV — суммарное управляющее ускорение по крену без учёта отказа подъёмных двигателей; V — суммарное управляющее ускорение по крену с учётом отказа одного из подъёмных двигателей; VI — суммарное управляющее ускорение по крену за вычетом ускорения на маневрирование $\varepsilon_{x \text{ ман}} = 0,1$ при отказе одного из подъёмных двигателей; VII — суммарное управляющее ускорение $\varepsilon_{x \text{ ман}} = 0,2$ без учёта отказа подъёмных двигателей.

Вычленив из рассматриваемых суммарных ускорений ускорения, необходимые для обеспечения нормального маневрирования без отказов подъёмных двигателей и для ограниченного маневрирования при отказах, получим зависимости располагаемых управляющих ускорений, необходимых

для преодоления действующих на самолёт максимальных возмущающих моментов (см. граф. 9.64, 9.65 и 9.66).

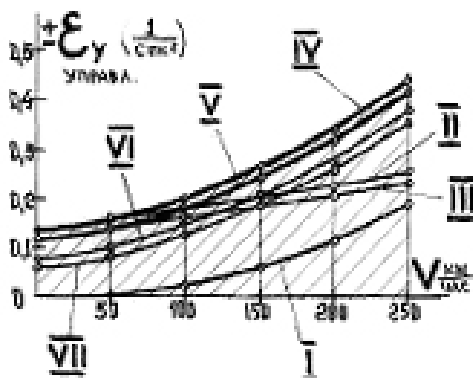


График 9.66

Зависимость суммарного управляющего ускорения по курсу от скорости полёта $\varepsilon_{y, \text{упр}} = f(V)$

I — управляющее ускорение от Р.Н; II — управляющее ускорение от изменения режима работы подъёмных двигателей без учёта их отказов; III — управляющее ускорение от изменения режима работы подъёмных двигателей с учётом отказа одного из подъёмных двигателей; IV — суммарное управляющее ускорение по курсу без учёта отказа подъёмных двигателей; V — суммарное управляющее ускорение по курсу с учётом отказа одного из подъёмных двигателей; VI — суммарное управляющее ускорение по курсу за вычетом ускорения на маневрирование $\varepsilon_{y, \text{ман}} = 0,04$ при отказе одного из подъёмных двигателей; VII — суммарное управляющее ускорение $\varepsilon_{x, \text{ман}} = 0,08$ без учёта отказа подъёмных двигателей.

Сравнение этих располагаемых ускорений с возмущающими позволяет оценить уровень располагаемых мощностей «векторного» управления и определить его технические возможности по стабилизации самолёта на режимах нулевых и малых скоростей.

Из графика 9.67 видно, что при вертикальных взлётах и посадках с суши и с воды управляющие ускорения по тангажу, которые способна создавать «векторная» система, значительно (более, чем в два раза) превышают максимальные возмущающие ускорения, как с учётом возможных отказов подъёмных двигателей, так и без отказов. Такой большой запас по мощности «векторного» управления обеспечивает выполнение чисто вертикальных взлётов и посадок самолёта ВВА-14 с его нормальным взлётным весом в любых условиях и на каких-либо режимах без каких-либо ограничений.

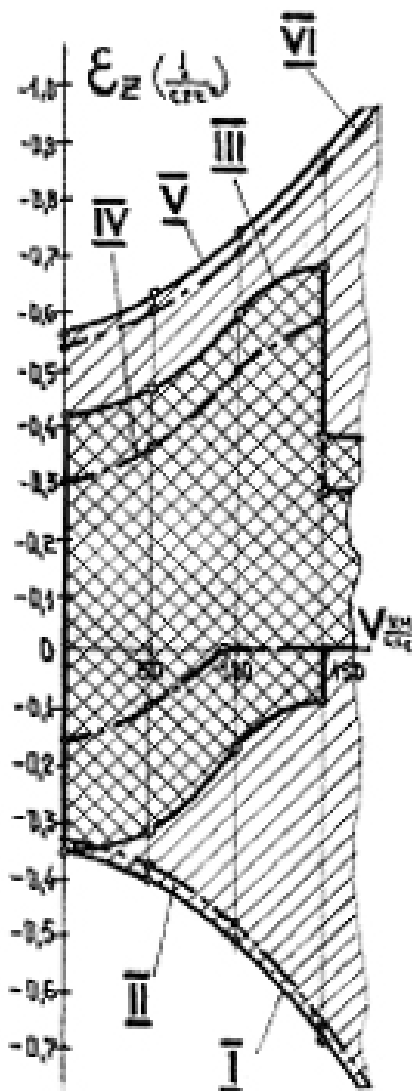


График 9.67

Сравнение зависимостей возмущающих и управляющих ускорений по тангажу от скорости полёта для вертикального взлёта с суши и воды

- I — кабрирующее управляющее ускорение за вычетом ускорения для маневрирования без учёта отказов подъёмных двигателей; II — кабрирующее управляющее ускорение за вычетом ускорения для маневрирования с учётом отказа первого подъёмного двигателя; III — суммарное возмущающее ускорение без учёта отказов ПД; IV — суммарное возмущающее ускорение с учётом отказов ПД; V — пикирующее управляющее ускорение без учёта отказов двигателей; VI — пикирующее управляющее ускорение с учётом отказа шестого ПД.

При точечных взлётах и посадках с суши (с твёрдой поверхности) мощности «векторного» управления также достаточно (см. граф. 9.68), чтобы обеспечить стабилизацию самолёта и нормальное его маневрирование на всём диапазоне рабочих высот над поверхностью, что позволяет максимально реализовать уникальные особенности схемы самолёта по образованию дополнительной подъёмной силы и за счёт перегрузки взлётно-посадочных качеств.

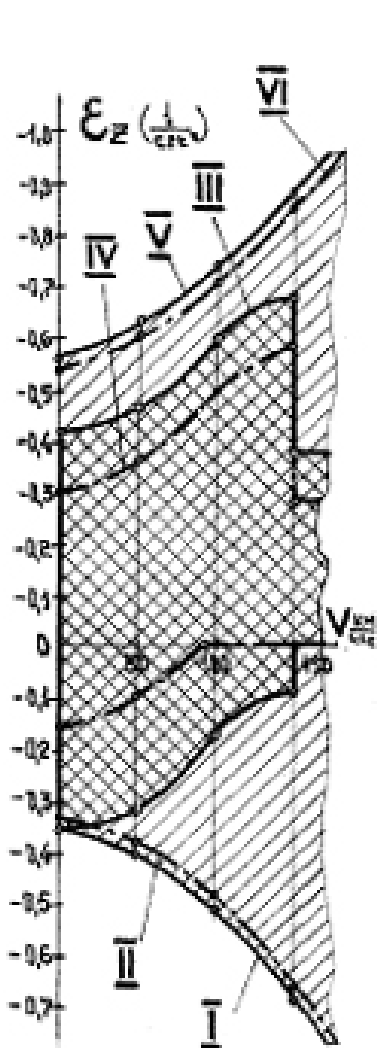


График 9.68

Сравнение зависимостей возмущающих и управляющих ускорений по тангажу от скорости полёта для точечных взлётов и посадок с суши

I, II, III, IV, V, VI — аналогично графику 9.67

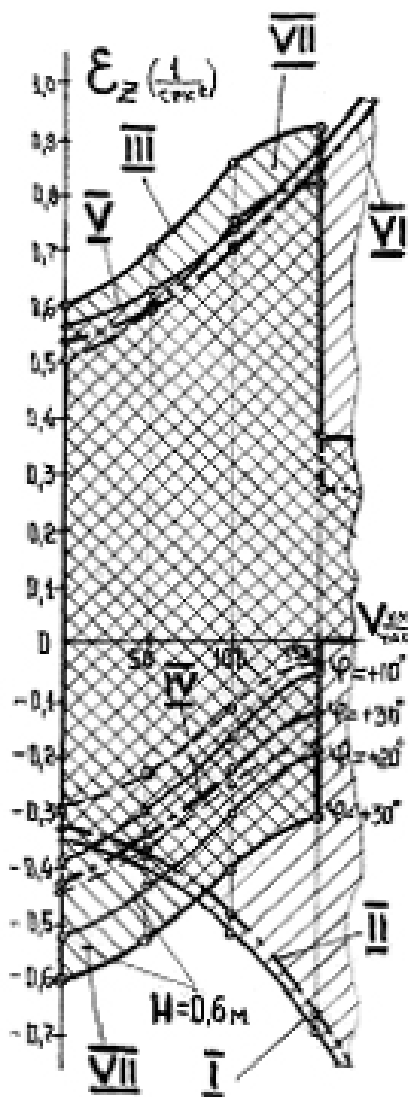


График 9.69

Зависимость расчётных возмущающих моментов по тангажу от скорости полёта при точечном взлёте с воды без учёта возможных отказов подъёмных двигателей

I, II, III, IV, V, VI — аналогично графику 9.67, VII — область возмущающих ускорений, не компенсируемых управляющими ускорениями.

А вот при точечных взлётах и посадках с воды мощности «векторного» управления недостаточно для полной компенсации всех возможных возмущающих ускорений. Как видно на графике 9.69, при разгоне некомпенсированными остаются режимы больших углов разворота выхлопных струй подъёмных двигателей (от $\varphi = +12^\circ$ до $\varphi = \pm 30^\circ$ при отказах подъёмных двигателей и от $\varphi = +20^\circ$ до $\varphi = +30^\circ$ без отказов) на самых малых рабочих высотах в диапазоне скоростей от $V = 0$ до $V = 55-80$ км/час, а при торможении — режимы самых больших углов разворота (от $\varphi = -16^\circ$ до $\varphi = -20^\circ$ при отказах и от $\varphi = -18^\circ$ до $\varphi = -20^\circ$ без отказов) на высоте $H = 0,6$ м в диапазоне скоростей от $V = 0$ до $V = 150$ км/час.

Это обстоятельство ограничивает маневр самолёта на самых малых высотах уводы. Однако, на возможности использования дополнительной подъёмной силы для осуществления полётов со значительной перегрузкой это ограничение не отражается. Просто при этом на высоте $H = 0,6$ м (на которой возникает максимальная дополнительная подъёмная сила) начинать разгоняться нужно при угле поворота выхлопных струй подъёмных двигателей $\varphi = +10^\circ$ (с учётом возможных отказов этих двигателей 0 и $\varphi = +20^\circ$ (без учёта отказов) с увеличением этих углов до $\varphi = +30^\circ$ по мере нарастания скорости от $V = 0$ до $V = 70$ км/час и $V = 45$ км/час соответственно. Такой метод разгона несколько увеличивает время взлёта, но позволяет полностью реализовать максимально возможную перегрузку. При посадке на воду с перегруженным посадочным весом тормозиться со скорости $V = 150$ км/час до $V = 45-50$ км/час нужно или с углом разворота выхлопных струй $\varphi = -20^\circ$, на самой выгодной высоте $H = 0,6$ м, но с углом не больше $\varphi = -(15-16)^\circ$.

Что касается каналов крена и курса, то, как видно на графиках 9.70 и 9.71, на этих каналах располагаемых управляющих ускорений вполне достаточно для полной компенсации любых возмущающих ускорений как при отказах подъёмных двигателей, так и без их учёта.

Таким образом, «векторная» система управления по своей мощности практически полностью (за исключением некоторых несущественных ограничений при точечном взлёте с воды) удовлетворяет всем требованиям по стабилизации и управлению самолёта.

Но кроме необходимой мощности при переходе от струйного управления к «векторному» нужно было обеспечить ещё и необходимое быстрое действие этой системы.

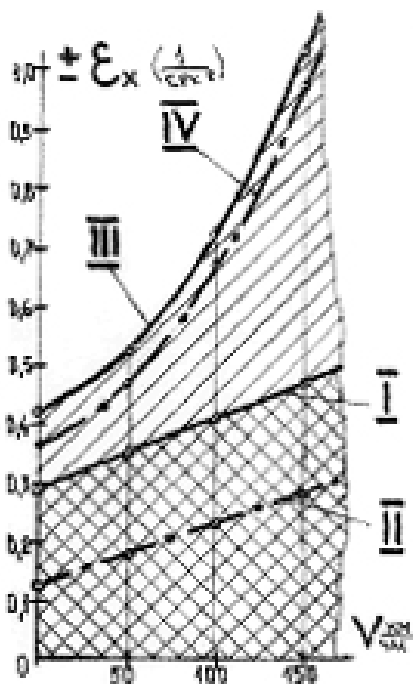


График 9.70

Сравнение зависимостей возмущающих и управляющих ускорений по крену от скорости полёта для вертикальных и точечных взлётов и посадок с суши и с воды.

I, II, III, IV — аналогично графику 9.67

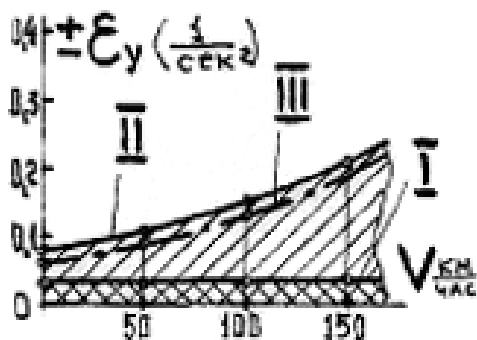


График 9.71

Сравнение зависимостей возмущающих и управляющих ускорений по курсу от скорости полёта для вертикальных и точечных взлётов и посадок с суши и с воды.

I, II, III — аналогично графику 9.67.

При отсутствии на самолёте аэродинамической устойчивости действие внешнего возмущения приводит к апериодическому изменению углов крена, тангажа и рыскания. Процесс этот быстротечный. Для того, чтобы при этом самолёт не мог выйти на опасные значения углов, и чтобы возвращение в положение равновесия после применения управляющего действия проходило без колебаний, необходимо, чтобы управляющие воздействия следовали за возмущающими с минимальным разрывом по времени. Изменение углов положения самолёта под действием возмущения должно прекращаться («подхватываться») системой стабилизации в самом начале этого процесса. Запаздывание управляющего воздействия относительно возмущающего должно быть минимальным. Это запаздывание накапливается по элементам на каждом из этапов процесса стабилизации углового положения самолёта.

Сигнал о возмущении поступает только после того, как это возмущение начало оказывать своё действие на самолёт — на самолёте начало изменяться угловое положение, появилась скорость углового перемещения и появилось ускорение. При ручной стабилизации этот сигнал доходит и воспринимается лётчиком в виде реакции его вестибулярного аппарата и в виде зрительных ощущений. При стабилизации автопилотом сигналы эти вырабатываются на специальных датчиках угловых перемещений, скорости и ускорения, и передаются в вычислитель автопилота. На формирование сигнала и на его передачу требуется определённое время.

Поступивший сигнал о возмущении должен быть принят, освоен (осмыслен) и переработан в команду на органы управления. При ручном управлении на это требуется время, соответствующее реакции лётчика (которая зависит, в основном, от его квалификации и натренированности). При автоматической стабилизации — время, которое определяется быстродействием вычислительного блока автопилота.

Сформированная управляющая команда должна быть передана к органу управления. Это может осуществляться механическим (жёсткая или тросовая проводка), электрическим, гидравлическим или пневматическим путём. Любой из этих путей передачи команды может иметь запаздывание из-за времени на срабатывание отдельных элементов в цепи передачи.

И, наконец, управляющая команда должна на исполнительном органе превратиться в силовое воздействие на самолёт. Здесь тоже заложена возможность запаздывания, т.к. требуется время на срабатывание каких-

то исполнительных механизмов, на формирование и протекание каких-то определённых динамических процессов. Так, для струйников — это время поворота головки, для поворотных сопел подъёмно-маршевых двигателей — время на перекладку сопел, для поворотных решёток — время на поворот лопаток на нужный угол (во всех этих случаях основное время тратится на перемещение силового элемента управляющего механизма), а для управляющих подъёмных двигателей — время на наращивание тяги при увеличении газа, что определяется приемистостью двигателей.

Так как применённые на самолёте управляемые сопла подъёмно-маршевых двигателей и поворотные решётки подъёмных двигателей являются практически безынерционными способами создания управляющих моментов, вопрос обеспечения необходимого быстродействия всей «векторной» системы сводился при её проектировании к получению как можно более высокой приемистости подъёмных двигателей.

В связи с тем, что для создания необходимых управляющих моментов по каналам тангажа и крена достаточно, как мы видели, изменения тяги подъёмных двигателей от $0,8 \bar{R}_{\max}$ до \bar{R}_{\max} и от $0,8 \bar{R}_{\max}$ до $0,6 \bar{R}_{\max}$, добиваться высокой приемистости нужно было именно в этом узком диапазоне.

После принятия решения о переходе на «векторную» систему управления её проектирование началось с совместной работы с ОКБ Колесова по улучшению динамических характеристик двигателя РД-35-36ПР, который как и все реактивные и турбовентиляторные двигатели, обладал низкими показателями приемистости. В результате выполнения двигателями ряда конструкторских разработок и лабораторных исследований на экспериментальном образце двигателя характеристики приемистости в интересующем нас диапазоне изменения тяги удалось существенно повысить. На графике 9.72а показана полученная экспериментальным путём зависимость тяги нашего двигателя по времени для её роста от $0,8 \bar{R}_{\max}$ до \bar{R}_{\max} и сброса с $0,8 \bar{R}_{\max}$ до $0,6 \bar{R}_{\max}$.

Эта зависимость аппроксимируется передаточными функциями двигателя:

$$\text{На рост тяги — } W = \frac{1}{T_1^2 \cdot p^2 + 2V \cdot T_1 \cdot p + 1}, \text{ на сбросе тяги — } W = \frac{t \cdot p + 1}{T_2 \cdot p + 1}$$

и совпадает (точно описывается) при $T = 0,45$ сек; $\zeta = 0,74$; $T_2 = 0,3$ сек и $\tau = 0,12$ сек. Однако, исследования динамики самолёта путём математического моделирования на стендах-тренажёрах Ухтомского филиала и ЦАГИ, а также расчёты устойчивости и управляемости, проводимые параллельно с работами двигателистов, показали, что достигнутый уровень приемистости

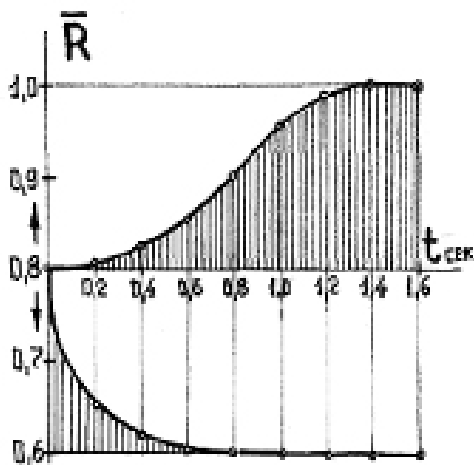


График 9.72

Зависимость изменения тяги подьёмного двигателя по времени при даче и сбросе газа (приемистость) для первого варианта регулирования

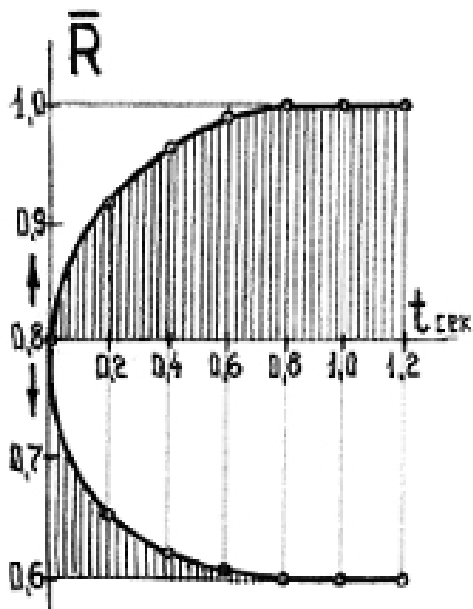


График 9.72б

Зависимость изменения тяги подьёмного двигателя по времени при даче и сбросе газа (приемистость) для второго варианта регулирования

не обеспечивает необходимого быстродействия системы стабилизации и управления. Если, как видно из графика 9.72а, сброс тяги происходит очень интенсивно, и с $0,8 \bar{R}_{\max}$ до $0,6 \bar{R}_{\max}$ она падает за 0,8 сек, а уже через 0,2 сек после дачи команды на сброс тяги падает до значения $0,65 \bar{R}_{\max}$, то рост тяги происходит значительно медленнее. До значения \bar{R}_{\max} тяга возрастает только через 1,4 сек после дачи команды на рост, при этом, что наименее приемлемо, в первые 0,4 сек изменение тяги почти совсем не происходит, а к 0,8 сек она достигает значения только $0,9 \bar{R}_{\max}$. Нужно было добиваться более высоких показателей на рост тяги.

В результате дальнейшей совместной работы стало ясно, что для получения ещё лучших характеристик динамики нужно кардинально менять закон регулирования подачи топлива в топливной автоматике двигателя, и была определена необходимость создания такого топливного регулятора, который при малых отклонениях дросселя впрыскивает топливо непосредственно в двигатель, а при больших — работает как регулятор по Р2. При этом можно получить такую зависимость тяги по времени, которая показана на графике 9.72б.

Эта зависимость аппроксимируется одной и той же функцией $W = \frac{t \cdot p + 1}{T \cdot p + 1}$ как при росте тяги, так и при её сбросе, а точно описывается

при значениях $T = 0,3$ сек и $\tau = 0,04$ сек для роста, и $T = 0,2$ сек и $\tau = 0,10$ сек для сброса тяги. На графике видно, что уже через $0,2$ сек после получения команды тяга увеличивается от $0,8 \bar{R}_{\max}$ до $0,91 \bar{R}_{\max}$, а значение \bar{R}_{\max} достигается через $0,8$ сек. Использование такой зависимости, как показали расчёты и динамические исследования, позволяет получить удовлетворительные характеристики устойчивости и управляемости нашего самолёта. Поэтому было принято решение работать над созданием этой новой системы регулирования и над доработкой двигателя под эту систему, а при проектировании самолётной системы «векторного» управления использовать заявленную по графику 9.72б характеристику приемистости.

Как известно, рост приемистости любого турбореактивного двигателя, в том числе и нашего турбовентиляторного подъёмного двигателя, ограничивается опасностью помпажа. А так как темп роста тяги при даче РУД зависит от характеристик воздухозаборников, от параметров воздуха, поступающего в двигатель, основным способом защиты от помпажа, и в то же время одним из обязательных условий, обеспечивающих возможность дальнейшего повышения приемистости, является создание хороших условий на входе в двигатель. Поэтому после перехода к «векторному» управлению появилась необходимость параллельно с проектированием этой системы провести ревизию уже разработанных и переданных в производство чертежей воздухозаборников подъёмных двигателей, пересмотреть некоторые конструктивные решения, выполнить ряд дополнительных мероприятий по улучшению работы воздухозаборников и более тщательно отработать их аэро- и газодинамику.

Кроме быстродействия системы управления, одним из важных факторов, определяющих уровень устойчивости и управляемости самолёта с вертикальным взлётом и посадкой, является чувствительность управления. Т.е. начальная реакция самолёта на единицу отклонения управляющих рычагов. При этом основными критериями являются:

- чувствительность управления по ходу ручки (штурвала)

$$\frac{\partial e_z}{\partial x_p}; \frac{\partial e_x}{\partial z_p};$$

- чувствительность управления по углу

$$C_v = \frac{\partial_n}{\partial_{x_p}} = \frac{\partial_{e_z}}{\partial_{x_p}} / K_n; C_y = \frac{\partial_g}{\partial_{z_p}} = \frac{\partial_{e_x}}{\partial_{z_p}} / K_g$$

- степень демпфирования

$$\frac{K_{V_z}}{K_n}; \frac{K_{V_x}}{K_g}$$

- соотношение чувствительности управления по углу крена и тангажа

$$\frac{C_g}{C_n}$$

С целью обеспечения необходимой чувствительности управления в «векторную» систему самолёта ВВА-14 были заложены зависимости между ходами управляющих рычагов и создаваемыми управляющими ускорениями, указанные на графике 9.73.

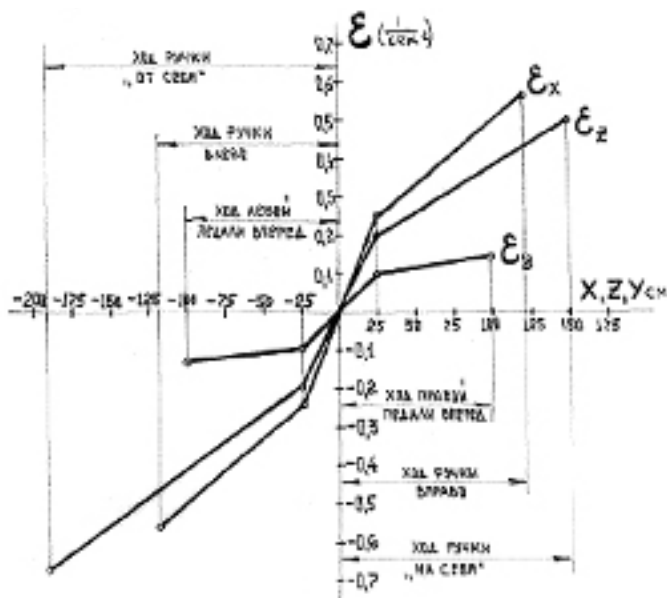


График 9.73

Зависимость управляющих ускорений от ходов управляющих рычагов

Особенность этих нелинейных зависимостей в том, что на начальных ходах рычагов управления (25 мм по каждому из каналов, что составляет

13%-17% полного хода рычага по тангажу, 21% — по крену и 25% — по курсу) происходит гораздо более интенсивный рост управляющих ускорений, чем на всех последующих участках ходов. Диапазон этих «быстрых» ускорений ($\varepsilon_z = \pm 0,2 \frac{1}{\text{сек}^2}$; $\varepsilon_x = \pm 0,25 \frac{1}{\text{сек}^2}$; $\varepsilon_y = 0,1 \frac{1}{\text{сек}^2}$) соответствует (с некоторым запасом) величинам, потребным для осуществления нормального маневрирования самолёта при висении без каких-либо ограничений как при отказах подъёмных двигателей, так и без отказов. Полученная в этом диапазоне чувствительность управления

($\frac{\varepsilon_x}{x_1} = 0,08 \frac{1}{\text{сек}^2 \cdot \text{см}}$; $\frac{\varepsilon_x}{z} = 0,1 \frac{1}{\text{сек}^2 \cdot \text{см}}$; $\frac{\varepsilon_y}{x_2} = 0,04 \frac{1}{\text{сек}^2 \cdot \text{см}}$) обеспечивает, как показали исследования на стендах-тренажёрах, приемлемый уровень устойчивости и управляемости на режимах вертикального взлёта и посадки.

Ещё одной особенностью системы управления самолёта ВВА-14 является применение на нём ручки пилота вместо рулевой колонки со штурвалом, характерных для самолётов обычной схемы подобной весовой категории. Необходимость такого решения связана с тем, что, во-первых, на взлётно-посадочных режимах у лётчика для управления самолётом остаётся свободной только одна рука (вторая занята управлением многодвигательной силовой установкой), а во-вторых, из-за того, что при вертикальном взлёте самолёт не обладает устойчивостью и для удержания его в равновесии управлять креном и тангажом нужно единым движением, а не двумя, как при штурвальной колонке. Это возможно только при использовании ручки. Такой самолёт должен иметь «вертолётное управление». На режимах нулевых и малых скоростей он должен «сидеть на ручке» — ручка должна в пределах малых ходов совершать постоянное движение по конусу.

В самом начале работы над «векторной» системой Робертом Людвиговичем была поставлена задача, чтобы на любых режимах вертикальных и точечных взлётов и посадок самолёт мог стабилизироваться и совершать маневры при ручном управлении. В процессе работы удалось найти пути решения этой задачи. Расчёты, экспериментальные проверки и исследования подтвердили возможность выполнения требований Главного конструктора. Но ручной способ управления мог рассматриваться только как резервный и аварийный, т. к. несмотря на большую инерционность самолёта, на удовлетворительную эффективность, быстродействие и чувствительность заложенной в него системы управления, удерживать неустойчивый самолёт в состоянии равновесия при неподвижном висении или при движении с очень малыми скоростями вручную чрезвычайно сложно. Этот процесс

требует очень высокой квалификации и специальной натренированности лётчика, большого нервного напряжения и повышенной концентрации его внимания, что может приводить к быстрой утомляемости, к снижению его реакции и, как следствие, к ошибкам. Поэтому метод чисто ручного пилотирования, который по плечу только лётчику-асу, да и то не каждому, в качестве штатного метода применяться не должен.

Для обеспечения эффективной безопасной эксплуатации и выполнения полётов рядовыми лётчиками была необходима разработка и установка на самолёт специальной системы автоматического управления (САУ). Такая система должна была, прежде всего, взять на себя стабилизацию самолёта на нулевых и малых скоростях в процессе вертикальных и точечных взлётов и посадок и освободить лётчика от самых сложных и трудновыполнимых вручную функций пилотирования. При этом САУ должна заменять собой отсутствующую на этих режимах естественную устойчивость (способность создания статических восстанавливающих моментов) и выполнять роль аэродинамического демпфирования. Закон управления автопилота такой системы должен базироваться на использовании сигналов величины угла и угловой скорости, а при необходимости — дальнейшего повышения быстродействия всей «векторной» системы. Этот закон может быть ещё более усложнён за счёт использования сигнала углового ускорения.

Эта автоматическая система также должна быть способной частично разгружать лётчика и при управлении маневрированием. В частности, в отдельных случаях по решению лётчика она должна выполнять полуавтоматические и даже полностью автоматические взлёты и посадки по типовым траекториям с заранее заданными параметрами. Для этого в автопилот САУ должны закладываться определённые программы воздействия на органы управления общей тягой силовых установок и «векторного» управления.

И, наконец, САУ самолёта ВВА-14 должна выполнять все те же общие функции, которые выполняют аналогичные системы обычных самолётов — осуществлять автоматизированное пилотирование на всех стандартных режимах полёта (набор высоты, выход на эшелоны, полёт по маршруту, снижение, заход на посадку и т.п.).

Все эти требования были чётко сформулированы, согласованы с двигателями, ведомственными институтами и с НИИ заказчика и вместе со всеми имеющимися к тому времени экспериментальными и расчётными материалами по аэродинамике, с энергетическими и конструктивными параметрами самолёта и силовых установок переданы в ОКБ Успенского, ко-

торое приказом министра было определено головным разработчиком этой автоматизированной системы. Началась совместная работа как по созданию нового уникального автопилота, так и по разработке самой «векторной» системы управления.

Конструктивно эта система должна была представлять собой ряд самостоятельных функциональных подсистем, соединённых при помощи специальных устройств и механизмов в единый комплекс управления самолётом.

Составляющими этого комплекса были:

- система управления аэродинамическими рулевыми поверхностями с проводкой по самолёту, с бустерными приводами, с механизмами триммирования, с рычагами управления в кабине пилотов и т.п. (аналог системы управления самолёта обычной схемы);
- система управления газом подъёмных двигателей (всей группой одновременно и каждым двигателем в отдельности);
- система управления поворотными соплами подъёмно-маршевых двигателей;
- система управления разворотом лопаток нижних решёток подъёмных двигателей;
- механические и электрические устройства, осуществляющие перекрёстные связи между газом подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей и между углами поворота выхлопных сопел и поворотных решёток;
- электрические устройства, осуществляющие с использованием раздвижных тяг вспомогательную связь всей группы подъёмных двигателей с группой балансировочных двигателей;
- дифференциальные и суммирующие механические и электрогидравлические устройства, передающие единые управляющие исполнительные команды от рычагов управления в кабине пилотов или от автопилота через систему управления аэродинамическими рулевыми поверхностями к системам управления векторами тяги подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей;
- специально создаваемая для нашего самолёта система автоматического управления (САУ-М);
- механизмы включения и соединения всех этих элементов системы в единый комплекс перед взлётом и посадкой и рассоединения их после выхода самолёта на обычные режимы скоростного полёта.

По своей многофункциональности и насыщенности совершенно новыми элементами такой комплекс не имел себе равных. До этого подобными системами в нашей стране никто не занимался.

Решение об отказе от струйной системы управления и переходе к «векторному» управлению было принято Р.Л. Бартини в первой половине 1971 года, когда основная масса экспериментов по изучению поведения самолёта с работающими подъёмными двигателями ещё не была закончена, и материалов для проектирования такой системы было недостаточно. Поэтому процесс разработки «векторной» системы шёл очень медленно, отставая от разработки чертежей по основным системам второго экземпляра самолёта. Разработку вариантов конструкции системы приходилось параллельно с аэродинамическими, стендовыми, расчётными исследованиями, внося по ходу работы взаимную корректировку, и продвигаться вперёд буквально ощупью. Если к этому добавить организационные неурядицы, ограниченные возможности Ухтомского филиала, трудности по привлечению к этой работе квалифицированных специалистов КБ-4, а также отсутствие в Таганроге необходимой экспериментальной и инструментальной базы (в частности, собственного стенда-тренажёра) для математического и полунатурного моделирования таких сложных динамических процессов, станет понятным, почему проектирование «векторной» системы управления затянулось буквально до 1974 года и к моменту прекращения работ по второму экземпляру самолёта так и не было закончено.

Разработка «векторного» управления была одной из самых интересных, самых необычных и самых сложных задач в процессе создания самолёта ВВА-14. Она требовала истинно творческого подхода. Такие высококвалифицированные специалисты, как В.Д. Шейкман, В.Н. Кручинин, Н.Л. Матвеев, А.И. Матковский, В.П. Воронцов, К. Швецов, Ю. Дурицын, В.Н. Баталин и многие другие, непосредственно занимавшиеся разработкой «векторного» управления, в итоге создали новые, не имеющие аналогов, методики и выполнили сложнейшие расчёты и эксперименты, нашли совершенно оригинальные конструктивные решения, разработали целый ряд уникальных механизмов и устройств, многие из которых были выполнены на уровне изобретений. К сожалению, реализовать их по прямому назначению на самолёте ВВА-14 не удалось, они так и остались в арсенале неиспользованных технических находок таганрогского ОКБ.

Но благодаря полученным материалам уже на первых этапах разработки удалось составить представление о последовательности действий лётчика в процессе взлётов и посадок с использованием технических возможностей «векторной» системы.

Взлётно-посадочные режимы — самые сложные, нагруженные и опасные режимы даже для самолётов обычных схем. Для вертикальновзлетаю-

щих самолётов, тем более, для амфибий, каким является самолёт ВВА-14, сложность этих режимов, их ответственность и нагрузки на лётчика возрастают многократно. Иллюстрацией этого могут служить приведенные в **приложении 3** схематические циклограммы основных вариантов взлётов и посадок, которые составлялись параллельно с проектированием управляющего комплекса.

На основе таких циклограмм были начаты разработки методик пилотирования при выполнении экспериментальных полётов и составление инструкции лётчику применительно к лётным испытаниям второго экземпляра самолёта. В процессе этой работы, которая проводилась параллельно с проверками и отработками путём математического моделирования на пилотажных стендах-тренажёрах, уточнялись требования к элементам системы «векторного» управления и к проектируемому автопилоту.

10. ГЛАВА ДЕСЯТАЯ

Окончание к началу 1972 года основных экспериментов по исследованию подъёмной силовой установки и её влияния на аэродинамику самолёта, а также проведенные по их результатам расчётные, компоновочные и конструкторские работы позволили, во-первых, сформулировать окончательный технический облик второго экземпляра самолёта и к середине года закончить выпуск и запустить в производство рабочие чертежи по всем его системам, кроме «векторного» управления, а во-вторых, определиться с возможным техническим лицом третьего экземпляра, сформулировать основные особенности этого самолёта и наметить пути реализации его новых, отличных от ранее заявленных, параметров.

Как уже говорилось ранее, конструкция второго экземпляра представляла собой конструкцию первого экземпляра с установленным на нём колёсным шасси, к которой на заранее предусмотренные места добавлялись:

- Установка двенадцати подъёмных двигателей с элементами их крепления и с воздушными каналами;
- Система воздухозаборников подъёмных двигателей с направляющими решётками, дефлекторами, их приводами и приводами створок;
- Поворотные выхлопные сопла подъёмно-маршевых двигателей с механизмами поворота и доработкой гондол;
- Установка полных топливной, масляной и противопожарной систем;
- Система управления силовой установкой (всеми двигателями, заборниками, створками, решётками и т.п.), механизмы перекрёстных связей;
- Установка механизации нижней поверхности центроплана;
- Система «векторного» управления с системой автоматической стабилизации.

В таблице 10.1 приведена весовая сводка второго экземпляра самолёта (М2) в сравнении с весовой сводкой первого экземпляра (М1).

Из таблицы видно, что второй экземпляр, являясь фактически экспериментальной летающей лабораторией (так же, как и первый экземпляр), имеет ограниченный состав оборудования и малый (даже меньший, чем у первого экземпляра) запас топлива. И, тем не менее, его взлётный вес уже превысил значение взлётного веса, предусмотренное эскизным проектом. В таком виде второй экземпляр, обладая всеми средствами для вертикального взлёта и посадки, был способен обеспечивать выполнение полного

Сравнительная весовая сводка

	Агрегаты и системы		М1	М2
			Номинальн. вес	Номи- нальн. вес
I	Планер + доработка под шасси		18181	18181
	1	Шасси с доработкой корпуса и бортов отсеков	5000	5000
	2	Планер	13181	13181
	1	Центроплан + доработка под шасси	9297	9297
	1	Центроплан	6997	6997
	2	Доработка под шасси	2300	2300
	3	Кабина экипажа	629	629
	4	Корпус + доработка под шасси	4590	4590
	1	Корпус	2850	2850
	2	Доработка под шасси	1740	1740
	5	Бортотсеки + доработка под шасси	4590	4590
	1	Бортотсеки	2250	2250
	2	Доработка под шасси	560	560
	6	Съёмные носки	78	78
	7	Кессон ОЧК	1033	1033
	8	Хвостовой отсек	157	157
	8	ОЧК	2174	2174
	9	Оперение	918	918
	10	ПВПУ + колёсное шасси	5792	5792
	1	ПВПУ	3092	3092
	2	Колёсное шасси	2700	2700
II	Силовая установка		6173	14735
	1	Маршевые двигатели	3505	3698
	2	Капоты и детали маршевых двигателей	722	772
	3	Подъёмные двигатели	-	4680
	4	Детали установки подъёмных двигателей	-	170
	5	Воздухозаборники подъёмных двигателей	-	740
	6	Обтекатели внутренних контуров подъёмных двигателей	-	225
	7	Решётки и створки на выходе подъёмных двигателей	-	1378
	8	Топливная система	750	821
	9	Противопожарное оборудование	70	91
	10	Система запуска двигателей	240	444
	11	Установка ТА-6	346	346
	12	Управление двигателями	350	1142
	13	Масляная система	140	178
	14	Невырабатываемый остаток	50	50

	Агрегаты и системы		М1	М2
			Номинальн. вес	Номи- нальн. вес
III	Оборудование		4347	5585
	1	Управление аэродинамическое	807	820
	2	«Векторное» управление	-	835
	3	Гидросистема	680	878
	4	Пневмосистема	605	605
	5	Электрооборудование	1051	1243
	6	Пилотажно-навигационное оборудование	197	197
	7	Радиолокационное оборудование	245	245
	8	Кислородное оборудование	28	28
	9	Отопление и вентиляция	111	111
	10	Противообледенительное оборудование	188	188
	11	Кресло экипажа	346	346
	12	Госопознавание	71	71
	13	Морское и вспомогательное оборудование	18	18
IV	Снаряжение и служебная нагрузка		240	535
	1	Экипаж	160	160
	2	Снаряжение экипажа	50	50
	3	Масло	30	325
V	Пустой самолёт		28701	38497
VI	Снаряжённый самолёт		28941	39036
VII	Топливо		4500	3634
VIII	Боевая нагрузка (испытательная аппаратура)		1559	2830
IX	Взлётный вес		35000	45000
X	Полная весовая отдача		0,17	0,142

объёма испытательных полётов в специально выделенной лётной зоне, но из-за ограничения своих технических возможностей по дальности полёта и по боевому оснащению не мог рассматриваться как прототип боевого противолодочного самолёта-амфибии, заданный постановлением правительства.

Таким прототипом, в соответствии с решением НТС МАП, проведенного, как мы уже говорили, в середине 1970 года в связи с необходимостью установки на первых двух экземплярах колёсного шасси и связанным с этим перераспределением функций между тремя экземплярами самолёта, был определён третий экземпляр (по заводскому шифру — М3). Он тогда задумывался такой же размерности и с теми же общими параметрами, что и первые два, но с комплексом боевых средств.

Однако в процессе работы представление о техническом облике этого экземпляра существенно изменилось.

Опыт и результаты проектирования первых двух экземпляров показали, что при техническом уровне и реальных возможностях Таганрогского ОКБ обеспечить одинаковую размерность всех трёх экземпляров самолёта ВВА-14 невозможно. При неизбежном росте (против предусмотренного техническим и, тем более, эскизным проектами) веса конструкции планера, силовых установок, систем и оборудования, произошедшем при выпуске рабочих чертежей на первые два экземпляра, а также при потребности существенно большего запаса горючего, задача создания прототипа боевого самолёта на базе второго экземпляра со взлётным весом в 45000 кг (и даже в 52000 кг) стала нереальной. Если при неизменных параметрах и конструкции планера и силовых установок со второго экземпляра снять колёсное шасси со всеми сопутствующими системами и соответствующие усиления конструкции и установить на него необходимый комплекс оборудования и систем боевого применения, то вес такого снаряженного самолёта будет равен 40926 кг. При его взлётном весе в 52000 кг и запасе горючего ~ 10600 кг будет обеспечиваться максимальная дальность полёта всего лишь 1400 км, а при взлётном весе 45000 кг и запасе топлива ~ 3600 кг такой самолёт вообще практически никакой дальности иметь не будет.

Стало ясно, что размерность третьего экземпляра нужно увеличивать, а взлётный вес боевого самолёта должен быть не менее 70000 кг.

При этом для получения заданной дальности полёта в 3500-4000 км запас горючего должен равняться минимум 25000 кг (14176 кг горючего, предусмотренных в техническом проекте 1969 года, обеспечивали максимальную дальность не более 2500 км, и Роберт Людвигович вынужден был на том этапе согласиться с такими данными, имея в виду перспективу их улучшения при переходе от экспериментального к боевому самолёту за счёт возможного роста его размерности).

Существенное увеличение взлётного веса требовало пересмотра и геометрических, и аэродинамических, и энергетических, и прочностных параметров третьего экземпляра. А это значило, что нужно было пересматривать всю конструкцию планера, маршевой силовой установки, ПВПУ, нужно было менять их размеры, уточнять взаимную увязку, т.е. нужно было практически третий экземпляр самолёта проектировать заново (см. рис.10.1).

При этом для осуществления перехода к основному взлётному весу в 70000 кг потребовались такие изменения технических параметров, как:

- Увеличение размаха центроплана с 6,75м до 7,75м (на 1 метр или на 14%), что увеличило его площадь с 98м² до 112,4м² (на 14,4м² или на те же 14%) и изменило удлинение с 0,46 до 0,53. При этом:

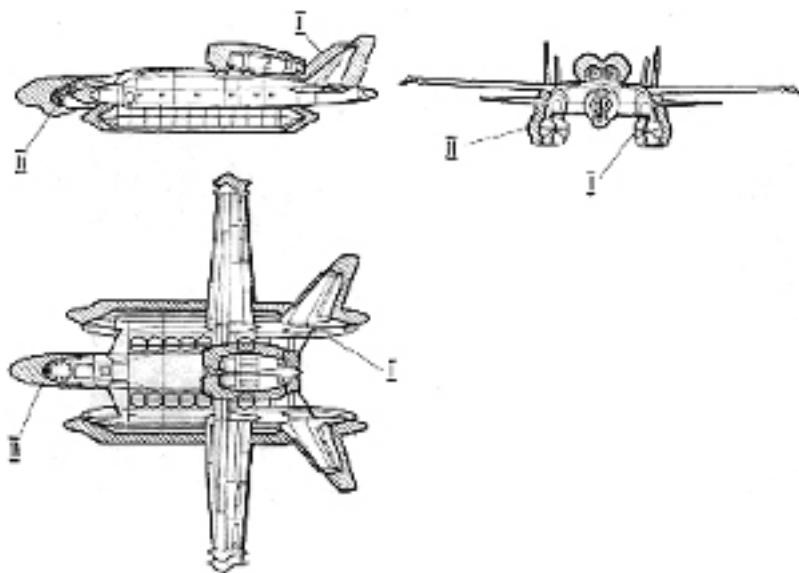


Рис. 10.1

Сравнительные габариты второго и третьего экземпляров ВВА-14.

I — габариты второго экземпляра (изд. М2), II — габариты третьего экземпляра (изд. М3)

- общая площадь составного крыла увеличилась со $162,5\text{ м}^2$ до $176,9\text{ м}^2$;
- относительная площадь центроплана увеличилась с $0,6S_{\text{кр}}$ до $0,635S_{\text{кр}}$;
- нагрузка на крыло увеличилась с 277 кг/м^2 , предусмотренных ещё эскизным проектом для взлётного веса 45000 кг и с 320 кг/м^2 , заложенных в техническом проекте 1969 года для 52000 кг , до 396 кг/м^2 при переходе к основному взлётному весу 70000 кг .
- Увеличение площадей и плеч горизонтального оперения. При этом:
 - площадь каждой консоли стабилизатора увеличивалась с $10,7\text{ м}^2$ до $11,56\text{ м}^2$ (на $0,86\text{ м}^2$ или на $\sim 8\%$), общая площадь горизонтального оперения увеличивалась с $21,4\text{ м}^2$ до $23,12\text{ м}^2$ (на $1,72\text{ м}^2$), а его плечо возрастало с $13,3\text{ м}$ до $14,3\text{ м}$ (на 1 м или на $7,5\%$);
 - площадь каждого киля возрастала с 10 м^2 до 12 м^2 (на 2 м^2 или на 20%), общая площадь вертикального оперения увеличивалась с 20 м^2 до 24 м^2 (на 4 м^2), а его плечо возрастало с $13,2\text{ м}$ до $14,55\text{ м}$ (на $1,35\text{ м}$ или на $\sim 10\%$).
- Увеличение объёма надувных баллонов ПВПУ.

Объём двух баллонов с диаметром 2м и приведенной длиной 14м, заложенный ещё в эскизном проекте и равный 91м^3 ($45,5 \times 2$), удовлетворял требованиям необходимого запаса плавучести для взлётного веса 45 000 кг. При переходе по техническому проекту 1969 года на взлётный вес 52 000 кг для обеспечения такого же запаса плавучести объём баллонов нужно было увеличить до 105м^3 , что требовало увеличения их диаметра до 2,14м. Однако, при выдаче задания конструкторам ДКБА на проектирование баллонов Роберт Людвигович принял решение диаметр баллонов увеличить до 2,5м, что при приведенной длине в 14,5м давало объём 142м^3 . Сделано это было с целью обеспечения необходимого запаса плавучести при значительной перегрузке самолёта, необходимость и возможность которой, как он тогда уже предвидел, могла возникнуть в будущем. Такой объём баллонов уже обеспечивал запас плавучести при перегрузочном взлётном весе до 70 000 кг. Но, переходя на такой постоянный взлётный вес, изменяя под него основные параметры самолёта и дорабатывая в связи с этим всю конструкцию, нужно было, конечно же, опять предусмотреть возможность использования самолёта в перегрузочном варианте, но теперь уже до 90 000 кг. С этой целью на третьем экземпляре было принято решение об увеличении объёма баллонов до 161м^3 (на 19м^3). Это можно было сделать или увеличением длины каждого баллона на 2м, или дальнейшим увеличением диаметра до 2,66м. Остановились на увеличении длины, т.к. это минимальным образом отражалось как на уже отработанной аэродинамике самолёта, так и на дорогостоящей уникальной оснастке для изготовления баллонов.

- Увеличение длины бортовых отсеков. В связи с увеличением площадей и плеч оперения, а также с удлинением баллонов ПВПУ, общая длина бортовых отсеков увеличивалась с 22м до 24,35м (на 2,35м). При этом носовая часть увеличивалась с 3м до 4,05м (на 1,05м), а хвостовая — с 5,25м до 6,55м (на 1,3м).
- Увеличение длины носовой фюзеляжной надстройки. По требованию разработчиков специальных систем поиска, слежения и уничтожения подводных лодок, поддержанного военными, в составе экипажа боевого самолёта, кроме лётчика и штурмана, должны быть два оператора бортовой аппаратуры. Это привело к необходимости увеличения объёма кабины экипажа, что в свою очередь, увеличивало выступающую за носок центроплана фюзеляжную надстройку с 5,65м до 8,4м (на 2,75м).
- И, наконец, наиболее существенное изменение — подбор и установка новых, более мощных подъёмно-маршевых двигателей. Для постоян-

ного взлётного веса 70 000 кг при условии сохранения прежней маршевой тяговооружённости, обеспечивающей нужную скорость крейсерского полёта и безопасный полёт при отказе одного из двигателей, взлётная тяга новой подъёмно-маршевой силовой установки должна была быть равна 18 300 кг. Это значит, что взлётная тяга одного двигателя будет 9150 кг. Двигатель должен быть двухконтурным с управляемым выхлопным соплом.

Неизменным при переходе к постоянному взлётному весу 70 000 кг оставалось только требование к подъёмной силовой установке: она должна была состоять из тех же двенадцати подъёмных турбовентиляторных двигателей ДЗ6-35ПР, с таким же их расположением, с теми же входными и выходными устройствами, системами управления и прочими механизмами. Такое требование объяснялось:

- во-первых, тем, что эти двигатели были единственными подъёмными двигателями нужной мощности, создание которых было принципиально возможно в то время, а их размерность и количество являлись оптимальными для данного класса самолёта;
- во-вторых, тем, что именно такая компоновка подъёмной силовой установки со всеми её элементами была уже исследована и отработана в процессе длительных, очень сложных и дорогостоящих экспериментов, и менять её без особой нужды, а следовательно, повторять весь цикл отработки, не было уже ни возможности, ни смысла;
- в-третьих, тем, что действительно никакой особой нужды в изменении подъёмной силовой установки в нашем случае не было, т.к. по своей энергетике она могла и так обеспечить самое важное и ценное качество самолёта ВВА-14 — его способность взлетать и садиться без разбега и пробега по поверхности и с взлётным весом 70 000 кг, и даже 80 000 кг.

В этом как раз и заключается одна из самых интересных особенностей схемы этого самолёта.

При возрастании взлётного веса до 70000 кг и неизменной подъёмной силовой установке вертикальная тяговооружённость самолёта становилась существенно меньше той, которая по имеющимся нормам была необходима для осуществления чистого вертикального взлёта. На нашем самолёте полная вертикальная тяга складывается, как мы знаем, из суммарной тяги всех подъёмных двигателей и вертикальной составляющей тяги двух подъёмно-маршевых двигателей при отклонении их выхлопных сопел на 25° вниз. На новых подъёмно-маршевых двигателях при их работе на взлётном режиме

эта составляющая равна 7689 кг. Работа всех подъёмных двигателей на режиме $0,8R_{\max}$, когда часть тяги резервируется для векторного управления, создаёт вертикальную тягу 52 800 кг (4400 кг x 12). В этом случае общая вертикальная тяга составит 60 489 кг (52 800 кг + 7689 кг), а взлётная (стартовая) вертикальная тяговооружённость при взлётном весе 70 000 кг будет равна 0,86 кг тяги/кг веса. При работе всех подъёмных двигателей на взлётном режиме, что допустимо, как мы уже говорили, в боевой обстановке или при других чрезвычайных обстоятельствах, их вертикальная тяга составит 62400 кг (5200 кг x 12), общая вертикальная тяга будет равна 70 089 кг, а взлётная вертикальная тяговооружённость — 1,001 кг тяги/кг веса.

При такой тяговооружённости классический вертикальный взлёт, когда самолёт на нулевой скорости отрывается от поверхности и уходит вертикально вверх на значительную высоту с зависанием на ней перед разгоном, действительно, невозможен.

Но зато на нашем самолёте, благодаря его способности создавать в непосредственной близости от поверхности значительную дополнительную подъёмную силу, возможен так называемый «точечный» взлёт, при котором, так же, как и при вертикальном взлёте, отрыв от поверхности происходит на нулевой скорости, но на малую высоту с последующим энергичным и быстрым разгоном на этой малой высоте. Такой взлёт, требующий существенно меньших энергетических затрат, решает проблему безаэродромности и всепогодности не хуже, чем вертикальный взлёт, особенно для самолётов гидроавиации.

Так, при весе 70 000 кг, выполняя безопасный точечный взлёт с воды в условиях температуры окружающего воздуха +40°C и с учётом возможности отказа одного из подъёмных двигателей (что соответствует условиям безопасности при стартовой тяговооружённости в 1,3 кг тяги/кг веса) самолёт после отрыва от воды должен сбалансироваться на высоте 1,45м (при работе подъёмных двигателей на режиме $0,8R_{\max}$) и 1,75м (при их работе на взлётном режиме), и на таких высотах произвести разгон. Именно на этих высотах в соответствии с графиком 9.20 в газобрызговой подпорной подушке под самолётом создаётся дополнительная подъёмная сила в 30 511 кг и в 20 911 кг соответственно, которая компенсирует недостаток вертикальной тяги обеих силовых установок для достижения необходимой безопасной стартовой вертикальной тяговооружённости в 1,3 кг тяги/кг веса.

$$R_{y_{\text{нотр}}} = G_{\text{взл}} \times 1,3 = 70000\text{кг} \times 1,3 = 91000 \text{ кг}$$

$$\Delta R_{y_{\text{нотр}}} = 91000 \text{ кг} - 60489 \text{ кг} = 30511 \text{ кг}$$

соответственно

$$\Delta R_{y_{ном}}^1 = 91000 \text{ кг} - 70089 \text{ кг} = 20911 \text{ кг}$$

В аналогичных условиях, но при точечном взлёте с суши, высота балансировки и разгона над поверхностью будет, в соответствии с графиком 9.16, равняться в первом случае 0,13 м, а во втором — 0,22 м.

Если рассматривать ситуацию, в которой точечный взлёт можно осуществлять, не принимая в расчёт возможный отказ подъёмного двигателя (что соответствует условной безопасности при стартовой вертикальной тяговооружённости в 1,2 кг тяги/на кг веса), то тогда высота балансировки и разгона над водой будет равна 1,7 м и 2,0 м соответственно режимам работы подъёмных двигателей, а над сушей — 0,2 м и 0,33 м.

Самолёт, имеющий основной взлётный вес 70 000 кг, может совершать полёты и с меньшими взлётными весами (например, на небольшую дальность). Тогда, при взлётном весе 50 000 кг — 55 000 кг (возможный диапазон стартовой вертикальной тяговооружённости от 1,1 кг тяги/кг веса до 1,4 кг тяги/кг веса) возможны классические вертикальные взлёты, а при больших весах — точечные взлёты, но с относительно большей безопасной высотой балансировки и короткими энергичными разгонами над поверхностью. Так, при взлётном весе 60 000 кг (стартовая вертикальная тяговооружённость 1,008 кг тяги/кг веса — 1,17 кг тяги/кг веса) балансировка и разгон над водой должны происходить на высотах от 1,8 м до 2,8 м в зависимости от условий безопасности и режимов работы подъёмных двигателей, а над сушей — на высоте от 0,26 м до 0,6 м соответственно.

Самолёт с основным взлётным весом 70 000 кг может при необходимости использоваться и в перегрузочных вариантах. На третьем экземпляре предусматривалась возможность перегруза взлётного веса в пределах 12%-14%, т.е. до 80 000 кг.

Перегруженный таким образом самолёт, сохраняя возможность точечных взлётов и удовлетворительные лётные характеристики, может, в зависимости от выполняемой задачи, за счёт перегрузки существенно улучшить некоторые свои отдельные свойства. В частности, если весь перегруз использовать для увеличения запаса горючего, дальность полёта можно поднять до 6000 км и больше. При этом маршевая тяговооружённость, равная в этом случае 0,23 кг тяги/кг веса, и нагрузка на крыло, равная 452 кг/м², остаются на вполне приемлемом для безопасного полёта уровне.

Эффективность использования перегруженных вариантов зависит от того, с какой поверхности осуществляются их взлёты и посадки. Наиболее

эффективно перегрузку можно использовать при эксплуатации самолёта с воды. В этом случае при осуществлении точечного взлёта с максимальным перегрузочным весом 80 000 кг (стартовая вертикальная тяговооружённость составляет 0,75 кг тяги/кг веса — 0,87 кг тяги/кг веса) самолёт может балансироваться, разгоняться и тормозиться на высотах над водой от 1,1м до 1,6м. При меньшей перегрузке высота над водой будет ещё больше, что позволяет выполнять боевые задания в довольно широком диапазоне погодных условий.

А вот при выполнении точечных взлётов с суши величина перегрузки будет ограничиваться малой потребной высотой балансировки (от 0,07м до 0,16м) при взлётном весе 80 000 кг), которую очень трудно выдержать при разгоне.

Возможность осуществления большого перегруза должна закладываться при формировании прочностных и весовых характеристик планера в процессе его проектирования. При определении этих характеристик для третьего экземпляра учитывался опыт первых двух. Мы уже говорили, что конструкция первых двух экземпляров была явно перетяжелена.

Это произошло потому, что нам не удалось полностью реализовать ни задуманных Робертом Людвиговичем методов прочностных расчётов, ни особенностей схемы нашего самолёта с её потенциальными возможностями по созданию лёгкой конструкции, ни динамических особенностей вертикальных и точечных взлётов и посадок с эластичными надувными поплавками, дающих возможность существенно уменьшить расчётные нагрузки и применить менее жёсткие нормы прочности. Основы перетяжеления были заложены ещё в начале 1969 года из-за консерватизма таганрожцев.

Но когда определилось новое техническое лицо третьего экземпляра и когда стало ясно, что его нужно создавать заново, возникла возможность и необходимость полностью использовать весь арсенал средств снижения веса.

В таблице 10.2 дано сравнение двух весовых сводок разных вариантов третьего экземпляра самолёта. Первая сформирована на базе реальной весовой сводки второго самолёта путём снятия колёсного шасси с усилениями и соответствующими системами и установки необходимого комплекса оборудования ($M2 \rightarrow M3$). Вторая сводка разработана вновь в качестве весовых лимитов обновлённого варианта третьего экземпляра, выданных конструкторским бригадам для рабочего проектирования ($M3_{\text{лим}}$).

В таблице даны также относительные веса основных агрегатов по обеим весовым сводкам в сравнении со статистическими данными обычных самолётов подобной весовой категории.

Сравнительная весовая сводка

	Агрегаты и системы		М2 → М3		М3лим		Статистика по отн. весам
			Номин. вес	Отн. вес	Номин. вес	Отн. вес	
I	Планер		13181	0,253	12670	0,181	0,29—0,3
	1	Центроплан	6977	0,134	6010	0,085	
	1	Кабина экипажа	629	0,012	830	0,0118	
	2	Корпус	2850	0,055	2377	0,034	
	3	Бортотсеки	2250	0,043	2036	0,029	
	4	Съёмные носки	78		90		
	5	Кессон ОЧК	1033	0,0198	1033	0,015	
	6	Хвостовой отсек	157		170		
	2	ОЧК	2174	0,042	2174	0,03	
	3	Оперение	918	0,017	1160	0,016	0,021
II	4	ПВПУ	3092	0,059	2800	0,04	0,055
	Силовая установка		14735	0,283	16835	0,24	0,14
	1	Маршевые двигатели	3698	0,086	5800	0,095	
	2	Капоты и детали установки м. дв.	772				
	3	Подъёмные двигатели	4680	0,093	4680	0,069	
	4	Детали установки подъёмных двигателей	170		186		
	5	Воздухозаборники подъёмных двигателей	740	0,045	755	0,03	
	6	Обтекатели внутренних контуров подъёмных дв.	225		250		
	7	Решётки и створки на выходе подъёмных дв.	1378		1130		
	8	Топливная система	821	0,059	1100	0,044	
	9	Противопожарная система	91		150		
	10	Система запуска двигателей	444		395		
	11	Установка ТА-6	346		320		
	12	Управление двигателями	1142		790		
	13	Масляная система	178		214		
	14	Система Н.Г.	-		125		
	15	Невырабатываемый остаток	50		75		
III	Оборудование		11483	0,22	12475	0,18	
	1	Управление аэродинамическое	820		820		
	2	Управление силовое	835		835		
	3	Гидросистема	875		875		
	4	Пневмосистема	745		745		

	Агрегаты и системы		М2 → М3		М3лим		Статистика по отн. весам
			Номин. вес	Отн. вес	Номин. вес	Отн. вес	
	5	Электрооборудование	1685		1685		
	6	Пилотажно-навигационное оборудование	500		500		
	7	Радиолокационное оборудование	1000		1000		
	8	Кислородное оборудование	28		77		
	9	Отопление и вентиляция	111		600		
	10	Противообледенительное оборудование	320		320		
	11	Кресла экипажа	346		770		
	12	Госопознавание	207		207		
	13	Система автоконтроля	150		150		
	14	Оборонительный комплекс	1130		1130		
	15	Комплекс ППС	1571		1571		
	16	Аэростат-ретранслятор	900		900		
	17	Морское оборудование	11		11		
	18	Несъёмное Б.В.	111		111		
	19	Вспомогательное оборудование	68		68		
	20	Спасательное оборудование	70		100		
IV	Снаряжение и служебная нагрузка		535	0,0102	745	0,0106	
	1	Экипаж	160		320		
	2	Снаряжение экипажа	28		56		
	3	Бортпайки	8		16		
	4	Кислород	7		14		
	5	Антифриз	7		15		
	6	Масло	325		324		
V	Пустой самолёт		39399	0,75	41980	0,6	
VI	Снаряжённый самолёт		39934		42725		
VII	Топливо		10601		25275		
VIII	Боевая нагрузка		2000		2000		
IX	Взлётный вес		52000		70000		
X	Весовая отдача по топливу и грузу		0,24		0,39		

Из таблицы видно, что в конструкцию обновлённого третьего экземпляра заложены существенно меньшие относительные веса основных элементов планера и силовой установки, чем на втором экземпляре. При

разработке этой весовой сводки имелось в виду, что в процессе проектирования третьего экземпляра будет применена:

- новая силовая схема планера, использующая совмещение функций конструктивных элементов центроплана и бортовых секций друг с другом и с элементами силовых установок;
- будут рационально использованы большие строительные высоты корпуса;
- прочностной расчёт агрегатов планера будет выполняться по существенно меньшим нагрузкам и изменённым нормам прочности, а также с применением метода заниженного веса;
- конструкция будет очищена от наслоений, связанных с традиционными методами проектирования классических гидросамолётов;
- будут применены более рациональные конструктивные решения многих узлов и агрегатов планера, силовых установок и систем, которые были найдены при анализе уже спроектированных конструкций первого и второго экземпляров, но не могли быть на них применены из-за ограничения по времени и по производственным возможностям.

По всем этим предполагаемым изменениям были проведены предварительные проработки, определены основные направления изменения конструкции, подготовлены отдельные конкретные конструктивные решения.

Всё это делалось почти нелегально, по личной просьбе, силами отдельных высококвалифицированных работников различных КБ. С их помощью к середине 1972 года вопрос о том, каким должен быть третий экземпляр самолёта, полностью прояснился. Но из-за сопротивления А.К. Константинова даже предварительного официального заявочного документа мы создать не смогли.

Вопрос о разработке и строительстве третьего экземпляра повис в воздухе.

2

Начатые в октябре 1971 года стыковочные работы по первому экземпляру самолёта с большим трудом, но всё-таки продвигались вперёд.

В течение октября 1971 года — января 1972 года с корпусом самолёта были состыкованы все отъёмные агрегаты, установлены стойки шасси. Самолёт постепенно приобретал законченный внешний вид, удивлял всех работающих необычными экзотическими формами.

В этот же период в лабораториях ОКБ продолжались начатые ещё в первой половине 1971 года проверки и отработки самолётных систем на специальных испытательных стендах. Эти стенды, спроектированные как универсальные, в расчёте на отработку систем в режимах вертикального взлёта, на этом этапе были выполнены в упрощённой комплектации первого экземпляра самолёта и служили для получения данных, необходимых к его первому вылету и к испытаниям «по-самолётному».

Особое место занимали стенды аварийного покидания и управления самолётом.

После отказа от катапультируемой кабины на нашем самолёте были применены катапультные кресла К-36 («Алтай»). Как известно, эти кресла позволяли безопасно катапультировать членов экипажа при больших скоростях на малых высотах, и даже с земли. Но в то время они были ещё довольно новым, мало изученным средством спасения и требовали к себе очень внимательного отношения. А на самолёте ВВА-14 были к тому же ещё и особые условия работы этих кресел. При выстреливании они должны были своим корпусом пробивать пластиковые крышки аварийных люков, расположенных над членами экипажа. С этой целью в верхней части каждого кресла устанавливались специальные пробивные клыки, а материал и конструкция крышек должны были обеспечивать их полное безосколочное разрушение от удара. В аварийной ситуации покинуть самолёт первым должен был инженер-экспериментатор. Для того, чтобы раскалённые выхлопные газы от пороховых ускорителей его кресла не «поджарили» лётчика, рабочие места членов экипажа разделены перегородкой. В перегородке имелся проход, который перед катапультированием инженера по сигналу об аварийном покидании должен был автоматически захлопываться дверью-заслонкой.

Такие условия требовали тщательной отработки всей системы катапультирования. Во избежание возможного травмирования членов экипажа необходимо было обеспечить как полное удаление из зоны аварийных проёмов осколков разрушаемых крышек после пробивания их креслами, так и своевременное надёжное закрытие проёма между кабинами. Для этой цели, а также для отработки безопасных траекторий кресел при их веерном расхождении после катапультирования, и был создан стенд аварийного покидания. Он представлял собой натурный металлический отсек кабины с креслами экипажа, с автоматической системой закрытия проёма в межкабинной перегородке и со сменными крышками аварийных люков.

Отработка катапультирования проводилась в подмосковной испытательной базе ОКБ Северина — разработчика кресел, а также в ЛИИ

МАП. Отстрел кресел с манекенами выполнялся как при неподвижном стенде, так и при различных скоростях движения. В результате испытаний были отработаны размеры и форма пробивных клыков, выбрана оптимальная потребная мощность пороховых зарядов для каждого из кресел, получены документальные подтверждения гарантированной безопасности экипажа при покидании самолёта в различных аварийных ситуациях.

Особое место занимал и стенд управления самолётом. Этот стенд, размещённый в помещении лабораторного отсека в конструкторском корпусе, представлял собой полноразмерную систему аэродинамического управления со всеми её натурными кинематическими и силовыми элементами, смонтированную на жёстком пространственном металлическом каркасе, повторяющем форму и расположение агрегатов планера. Вместо рулевых поверхностей были установлены их имитаторы с загрузчиками, воспроизводящими аэродинамические нагрузки при различных режимах полёта. Стенд был подключен к электропитанию и имел собственную гидросистему, питающую бустера и загрузчики. Но основной особенностью этого стенда была его совмещённость с пилотажным стендом.

Как мы уже говорили, создание самолета типа ВВА-14 невозможно без предварительных исследований его динамических характеристик на математической модели с обязательным участием лётчика и учётом его реакции. Для этого необходим пилотажный стенд, но у нас его не было, а цаговский и ухтомский были далеко. Роберт Людвигович еще в начале 1969 года поставил задачу создать свой стенд.

Для изучения поведения самолёта в процессе его искусственной стабилизации, балансировки и выполнения эволюций на тех режимах полёта, на которых у самолёта отсутствует естественная устойчивость, пилотажный стенд должен иметь подвижную кабину с шестью (или хотя бы с четырьмя) степенями свободы. Только на таком стенде, создав для лётчика условия пилотирования, максимально приближённые к реальным, можно наиболее полно включить его в виртуальный контур управления и, следовательно, получить наибольший эффект от его участия в процессе исследований. Работая в кабине стенда, лётчик должен ощущать собственные пространственные перемещения при выполнении эволюций, воспринимать соответствующие перегрузки и вибрации, получать близкую к реальности информацию о звуковой и визуальной обстановке.

Однако возможности вычислительного центра ОКБ были ограничены старыми аналоговыми ЭВМ, необходимо было переоснащение — сложная

по тем временам проблема. Решено было задачу создания пилотажного стенда в Таганроге разделить на два этапа.

На первом этапе нужно было разработать и построить более простой стенд с неподвижной кабиной (т.н. ПСНК) и, используя упрощённую математическую модель самолёта, решать на нём задачи динамики только скоростных режимов полёта, что под силу имеющимся маломощным ЭВМ. На втором этапе, параллельно с приобретением нужной вычислительной техники и наработкой экспериментальных материалов для создания полной математической модели самолёта, нужно было разрабатывать и строить стенд «второго поколения», на котором можно было бы уже проводить полноценные исследования динамики самолёта на режимах нулевых и малых скоростей.

Вопросами проектирования обоих стендов, их математическим и компьютерным обеспечением поручено было заниматься инициативной группе во главе с Г.С. Панатовым. В группу входили В.Букша, В.Логвиненко, О.Гиричев, Б.Хармач и некоторые другие специалисты ОКБ. Опыта не было никакого, не только в ОКБ, но и в стране, за редкими исключениями.

В процессе работы над первым стендом появилось предложение совместить его со стендом управления, который параллельно разрабатывался конструкторами КБ-5. По этому предложению в передней части стенда управления, где располагались ручка и педали, оборудовалось полноценное рабочее место лётчика — устанавливались кресло, рычаги управления силовой установкой и механизацией, приборные доски с указателями пилотажного оборудования, приборы контроля силовой установки и других функциональных систем самолёта, а также устройство имитации визуальной обстановки (двухлучевой осциллограф с коллиматорной линзой). Все эти элементы, в том числе и гидро-электрические загрузчики рулевых поверхностей стенда управления, связывались специальными датчиками в единую систему и соединялись с компьютерами вычислительного центра.

Совмещение этих стендов исключало дублирование изготовления одних и тех же элементов управления и повышало его эффективность и достоверность получаемых результатов, т.к. оператор-исследователь или лётчик, работающий на этом стенде, в процессе «пилотирования» кроме усилий от загрузчиков воспринимал истинные силы трения и люфты в элементах управления. Это приближало его ощущения к ощущениям в реальном полёте и помогало более адекватно реагировать на возмущения, вводимые компьютером.

Роберт Людвигович одобрил идею совмещения, и группа приступила к работе. Однако, несмотря на то, что оба стенда были универсальными, годились для исследования любых самолётов, а их ввод в действие существенно расширял и укреплял экспериментальную базу фирмы, — их не миновала участь всего, что было связано с именем Бартини.

На постройку первого, в общем-то, довольно простого стенда ушло полных два года. А стенд с подвижной кабиной (ПСПК), который представлял собой действительно сложное техническое сооружение, и для размещения которого потребовалось создавать специальную капитальную пристройку к конструкторскому корпусу с машинным залом, вступил в строй только к концу семидесятых годов, когда все работы по тематике Роберта Людвиговича были уже прекращены.

В первых числах 1972 года стенд управления, совмещённый с пилотажным стендом первой очереди, был закончен производством, и на нём были начаты испытания. С его помощью проводилась проверка работоспособности системы управления, вырабатывались рекомендации по пилотированию и по выполнению первого вылета, отрабатывались лётные инструкции для испытательных полётов. Кроме того, этот стенд использовался в качестве тренажёра для подготовки лётчика-испытателя.

3

В период конца 1971 — начала 1972 года, параллельно со стендовыми испытаниями и окончательной сборкой, началась подготовка к наземным и лётным испытаниям первого экземпляра. Это требовало решения ряда организационных и технических вопросов.

Прежде всего, нужно было определиться с местом проведения испытаний. Единственная в то время заводская грунтовая взлётная полоса имела длину всего 1500м, чего было явно недостаточно для скоростных пробежек и подлётов. Нужен был аэродром с длинной и широкой бетонной полосой. И такой аэродром в Таганроге был.

На северо-западной окраине города располагался аэродром филиала Ейского военного лётного училища, на котором базировался учебный полк Су-7. Аэродром имел бетонную взлётную полосу шириной 50м и длиной 2500м, бетонированные рулёжки и стояночные площадки, был оборудован современными по тому времени локационным и навигационным аэродромным оборудованием, постоянно действующим командно-диспетчерским пунктом, и полностью подходил для проведения лётных

испытаний нашего самолёта. К тому же, он территориально находился недалеко от нашего завода.

Было принято решение: первичные наземные испытания проводить на заводском аэродроме, а первый вылет и все последующие лётные испытания — на аэродроме лётного училища. Нужно было:

- оборудовать рабочую площадку для наземных испытаний на заводском аэродроме;
- получить разрешение военного командования на использование аэродрома лётного училища, оборудовать на нём рабочую площадку и производственный участок для доработок, обслуживания и подготовки самолёта;
- подготовить и провести (после окончания первого этапа наземных испытаний) перебазирование самолёта с заводского на военный аэродром.

Плюс секретность. По жёстким требованиям специальных служб мы обязаны были обеспечить скрытность самих испытаний, недоступность визуального обзора самолёта и защиту от наблюдения за самолётом со стороны американских спутников-шпионов. Все, включая секретчиков, понимали нереалистичность такой задачи, но так как требования по маскировке совершенно секретного объекта отменить было нельзя, нужно было принять «необходимые меры». «Меры» эти, разработанные нашим секретным отделом с участием сотрудника городского отдела КГБ, состояли в распространении на заводе и по всему городу легенды о самолёте ВВА-14 как специальной лаборатории для изучения с воздуха состояния сельскохозяйственных угодий. Учитывая очень странный внешний вид самолёта, легенда вызывала здоровый смех. Разумеется, были также выбраны наиболее недоступные для обозрения места размещения рабочих площадок с ограничением доступа. Однако, как мы потом убедились, толпы зевак, осаждавшие площадки в течение нескольких дней после появления на ней нашего самолёта, рассеяло только удовлетворенное любопытство. Даже на военном аэродроме нам не удалось добиться полной скрытности. Но эти меры хоть не мешали работать.

Третья же «мера» — маскировка самолёта от спутников-шпионов — доставила нам немало хлопот. По идее специалистов городского отдела КГБ, нанесение на защитные чехлы и на поверхность площадки изображений ярких геометрических фигур по специально разработанной ими системе должно, при взгляде на площадку с большой высоты, создавать иллюзорный эффект, искажающий истинные размеры и форму самолёта. Спутник не должен видеть самолёт вне его рабочей площадки, а на площадке — рас-

чехлённым. Поэтому мы, пользуясь сведениями о времени прохождения спутников, должны были бы загонять самолет на стоянку и зачехлять его каждый раз к моменту появления спутника над Таганрогом.

Но... Вскоре после выкатки самолёта из сборочного цеха и начала его наземной отработки с соблюдением этих правил маскировки по закрытым каналам было получено известие о появлении в секретных американских материалах сведений о нашем самолёте. При общем молчаливом согласии вся эта морока была просто прекращена в явочном порядке.

Оборудование заводской рабочей площадки было закончено в середине мая 1972 года, а площадка на военном аэродроме, получившая условное название «Ветерок», была введена в строй в начале июля.

Обе площадки имели бетонное покрытие на участке 50м 50м с якорями для стояночной швартовки и для удержания самолёта при гонке двигателей, асфальтированный участок для стоянки спецмашин и аэродромного оборудования и участок для размещения рабочих и бытовых помещений.

В тот период ЛИК (лётно-испытательный комплекс) Таганрогского ОКБ представлял собой довольно хорошо организованное и укомплектованное квалифицированными специалистами подразделение. Начальником ЛИКа был Б.А. Дыбин, один из старейших работников ОКБ ещё бериевской «закваски», а его первым заместителем — Таланов В.И, представитель среднего поколения руководителей. В состав ЛИКа входил отдел эксплуатации во главе с заместителем начальника ЛИКа Козорезовым С.М, лётная служба под началом заместителя начальника ЛИКа Стефановича А.И, в которой руководителем полётов был Харин Н.С, отдел испытаний, начальником которого был Целиковский В.Л, отдел измерений, где начальником был Нога Н.Г, конструкторская группа по установке контрольно-записывающей аппаратуры (КЗА) во главе с Самоделковым В.А. По своему составу и по техническим возможностям ЛИК в состоянии был проводить полноценные испытания одновременно нескольких опытных самолётов.

Разумеется, и здесь мы поначалу встретили обычное противодействие руководства ОКБ, надеявшегося, что хотя бы до лётных испытаний нашего самолёта дело не дойдёт. Но к концу 1971 года, когда стало понятно, что совсем остановить самолёт ВВА-14 на этом этапе всё-таки не удастся, ЛИК получил возможность вплотную заняться делом. С опозданием, но весь коллектив этого подразделения, в том числе и его руководители, отнеслись к новому заданию очень ответственно. За весь период тесной работы с ЛИКом я не заметил ни одного факта искусственной волокиты, спекуляции надуманными трудностями или какого-либо противодействия.

Сказались функциональная независимость и территориальная оторванность ЛИКа от основного коллектива ОКБ, отсутствие постоянных производственных контактов с наиболее одиозными противниками Роберта Людвиговича. Высокопрофессиональные инженеры ЛИКа, отлично знающие авиационную технику, сумели самостоятельно разобраться в перспективности его идей и успешно выполнить весь намеченный объём наземных и лётных испытаний.

В очень большой степени успех этих испытаний определялся составом, квалификацией и работоспособностью испытательной бригады. В этом смысле самолёту ВВА-14 повезло — бригада была составлена из лучших специалистов ЛИКа см. фото 12.1).



Фото 10.1

Испытательная бригада самолёта ВВА-14

Ведущим инженером по испытаниям был назначен Винокуров Иван Константинович — один из наиболее опытных, энергичных и влиятельных ведущих инженеров-испытателей. Старшим механиком самолёта был назначен Бройдо О.Е, хотя и сравнительно молодой, но уже опытный, знающий и инициативный руководитель группы механиков. Его помощниками были механики Жеребчиков Ю.В. и Цыплаков Н.М. Группа инженеров по системам состояла из представителей всех самолётных специальностей, начиная от аэродинамики и кончая средствами спасения экипажа. В её состав

входили Спиридонов Н.И., Драчныш Г.Л., Мирошников С.Н., Тыщук А.К., Дебровский О.В., Ермоленко Ю.С., Криничный В.И., Образцов А.И., Крусъ Е.И., Дамоов Н.Н., Осипов В.И., Бондаренко В.И., Подунов М.И., Богданов В.А., Все они были специалистами высокого класса и очень добросовестными работниками.

В течение января-апреля 1972 года инженерно-технический состав бригады изучал самолёт, материалы исследований, методики наземных и лётных испытаний. Все члены бригады были аттестованы на право эксплуатации самолёта. Службы ЛИКа укомплектовали бригаду необходимым оборудованием. К началу мая бригада была готова к работе на самолёте.

К этому времени был подготовлен и лётный экипаж самолёта.

Выбору экипажа Роберт Людвигович, который сам был летчиком, придавал особое значение. Он считал, что судьба любого нового самолёта в большой степени зависит от того, какой пилот его испытывал. Тем более, когда речь идет о ВВА-14, у которого на режимах вертикального взлёта и посадки отсутствует естественная устойчивость, роль лётчика-испытателя, требования к его профессиональным качествам многократно возрастают. По убеждению Роберта Людвиговича, наш самолёт должен испытывать лётчик-испытатель, который, кроме таких обязательных качеств, как высочайшее лётное мастерство, отличная реакция, железная выдержка, инженерная интуиция, обладал бы особой способностью «чувствовать» испытываемый самолёт, относиться к нему, как к живому существу. Только такой лётчик, говорил Роберт Людвигович, способен, подобно опытному ковбою, объезжающему дикого мустанга, «усмирить крутой нрав» нашего самолёта.

И Главный конструктор нашёл себе такого лётчика.

Это был тогда ещё лётчик-испытатель 1-го класса (позже получивший звание заслуженного лётчика-испытателя) полковник авиации Юрий Михайлович Куприянов. Прослужив долгое время в морской авиации, а потом работая лётчиком-испытателем, Юрий Михайлович пролетал практически на всех типах боевых сухопутных, гидро- и амфибийных самолётах, а также, что в нашем случае было особенно важно, имел большой опыт полётов на вертолётах, как берегового, так и корабельного базирования.

К предложению взяться за испытания самолёта ВВА-14, которое Роберт Людвигович сделал ему ещё в 1970 году, когда самолёт только проектировался, Ю.М. Куприянов отнёсся с большим интересом.

Вторым членом экипажа (инженером-экспериментатором) был штурман-испытатель 1-го класса, который позже тоже получил звание заслуженного штурмана-испытателя, Кузнецов Лев Фёдорович.

Подготовка экипажа по требованию Роберта Людвиговича началась задолго до официального назначения испытательной бригады и была нацелена на освоение и отработку режимов вертикального взлёта и посадки и на полёты самолёта ВВА-14 на переходных режимах, т.е. тех режимов, ради которых, собственно, и создавался этот экспериментальный летающий аппарат.

Основное внимание в процессе этой подготовки уделялось изучению возможного поведения самолёта вблизи водной и твёрдой поверхности, методам искусственной стабилизации при нулевых и малых скоростях полёта, способам силового управления и другим моментам, характерным для этих режимов. Ю.М. Куприянов, используя свой разносторонний лётный опыт, активно сотрудничал с аэродинамиками и специалистами КБ-5, принимая участие в анализе экспериментальных материалов, в обсуждении разрабатываемых рекомендаций по методике пилотирования, программ испытаний, в отработке различных циклограмм взлётов и посадок. Проводились тренировочные полёты на вертолётах по специальной программе ЛИИ МАП с осуществлением посадок на воду при различных погодных условиях, выполнялись тренировки по аварийному покиданию. Экипаж целенаправленно готовил себя к главному этапу проводимого эксперимента — лётным испытаниям второго экземпляра самолёта.

Испытания первого экземпляра, подготовка к которым велась в начале 1972 года, были самым первым, начальным и отнюдь не определяющим как по значению, так и по своей сложности, этапом этого эксперимента. Для экипажа, готовящегося к испытаниям на режимах вертикального взлёта, лётные испытания упрощённого первого экземпляра, который должен был летать без подъёмных двигателей «по-самолётному» и на котором наиболее сложные режимы отсутствовали, не представляли особых проблем. Однако и они требовали внимания и некоторой специальной подготовки экипажа.

Хотя аэродинамическая и компоновочная схема планера была принципиально новой, данные продувок исполнительных моделей и аэродинамические расчёты показали, что на крейсерских режимах полёта, а также на послевзлётных и предпосадочных режимах поведение самолёта и его лётно-технические характеристики не должны были принципиально отличаться от типовых для самолётов обычных схем.

Отличия могли появиться только на режимах разбега и пробега, а также полёта над взлётной полосой на самой малой высоте. На этих режимах под большим по площади и по хорде центропланом будет возникать аэ-

родинамическая воздушная подушка (проявление «экранного эффекта»), которая будет способствовать более раннему отрыву самолёта от полосы при взлёте и, наоборот, препятствовать его приземлению при посадке. При этом могут меняться условия балансировки и потребоваться нестандартное движение рычагов управления.

В математическую модель первого экземпляра, которая была разработана из условий его полётов «по-самолётному», было учтено влияние этого «экранного эффекта» на режимы взлёта и посадки. Эта модель была заложена в неподвижный пилотажный стенд, а работа на нём включена в программу подготовки экипажа. Регулярно тренируясь на этом стенде, Ю.М. Куприянов получил возможность «облетать» первый экземпляр самолёта на всех режимах, предусмотренных программой, и к началу лётных испытаний был готов к восприятию возможных нюансов в управлении «живым» самолётом. В частности, он смог «виртуально» отрабатывать свои будущие действия на посадке, когда после выравнивания для выполнения парашютирования и касания необходимо ручку двигать не «на себя», как это делается на всех обычных самолётах, а «отдавать от себя», чтобы погасить подъёмную силу воздушной подушки. Были также организованы полёты Ю.М. Куприянова на самолёте Ту-134 для того, чтобы он мог почувствовать поведение и реакцию самолёта с задним расположением маршевой силовой установки.

К моменту передачи первого экземпляра самолёта на ЛИК экипаж был полностью подготовлен к его лётным испытаниям.

4

В мае 1972 года сборка самолёта была закончена, выполнены монтажи всех систем и оборудования, другие работы, характерные и обязательные для этапа окончательной сборки любого самолёта. По документации, разработанной ЛИКом, на самолёте была смонтирована контрольно-записывающая аппаратура с комплектом датчиков.

По причине запаздывания натурных баллонов ПВПУ было решено первый этап испытаний выполнять с имитаторами этих баллонов. Поэтому на самолёт в процессе его окончательной сборки были установлены выполненные из дерева и фанеры макеты, имитирующие баллоны в их сложенном и прижатом к бортотсекам положении. (С этими макетами самолёт прошёл весь цикл лётных испытаний, предусмотренный программой для конфигурации с убранными ПВПУ).

Для выполнения обтяжки самолёт на несколько дней был перебазирован в лабораторию статических испытаний завода им. Димитрова. Обтяжка, т.е. нагружение корпуса самолёта в соответствии с расчётными эксплуатационными нагрузками, выполнялась по договорённости с прочнистами ЦАГИ вместо полнокровных статических испытаний. Благодаря хорошему оснащению заводского статзала, высокой квалификации его специалистов и своевременной подготовке к этой работе, проведенной начальником статической лаборатории ОКБ Кузьминовым А.К., обтяжку, а в её процессе и тарировку тензодатчиков, удалось выполнить в течение буквально трёх-четырёх дней.

После возвращения самолёта в цех окончательной сборки были проведены заранее подготовленные частотные испытания. Эти испытания, которые в кругах авиационных специалистов назывались «тряской», проводились для определения частот собственных колебаний конструкции самолёта, что связано с обеспечением защищённости самолёта от флаттера. Выполняла такие испытания единственная в своём роде специализированная элитная бригада «трясунов» ЦАГИ, справившаяся в течение недели.

Окраска самолёта проводилась в соответствии с легендой, то есть по стандартной схеме Аэрофлота с нанесением гражданских опознавательных знаков (надпись «Аэрофлот» и бортовой номер «СССР-19172» и пр.). Бортовой номер по старой авиационной традиции для опытных самолётов складывался из года выпуска самолёта (в нашем случае 1972 год) и порядкового номера экземпляра (1 — первый экземпляр), размещённого посередине между цифрами года.

После взвешивания и центровки окрашенного самолёта, которые были проведены в этом же цехе в середине июня на специально перестроенной для него системе передвижных весов, самолёт ВВА-14 был предъявлен ЛИКу для осмотра.

Подробное знакомство испытательной бригады и экипажа с живым самолётом началось ещё на стадии его сборки и отработки цехом, замечания и предложения принимались во внимание. Официальный осмотр, дефектация самолёта, устранение недостатков производством, повторные осмотры и приёмка самолёта заняли всю вторую половину июня.

И только 28 июня Б.А. Дыбиным был подписан акт ОТК о выполнении всех сборочных и проверочных работ и о передаче самолёта на наземные испытания.

Стремление экипажа и всей испытательной бригады как можно быстрее приступить к наземной отработке и лётным испытаниям позволило ещё в цехе начать работы по программе наземных испытаний по тем пунктам

программы, которые были не связаны с работой двигателей. К таким, в частности, относились отладка и отработка КЗА, отработка и определение основных характеристик гидросистем от наземных гидростендов, отработка уборки и выпуска шасси, регулировка систем управления, протаскивание кресел К-36 и отработка их автоматики и др.

К концу месяца подошло время перебазировки самолёта на его рабочую испытательную площадку.

По давно сложившимся традициям в советских самолётостроительных ОКБ выкатка опытного самолёта из сборочного цеха была знаковым событием для всего коллектива. Она считалась днём рождения нового самолёта, и отмечалась как настоящий праздник. Для первого же экземпляра многострадального самолёта ВВА-14 выкатка была событием ещё более значимым. Окончание постройки этого экземпляра означало прежде всего моральную победу талантливого трудолюбивого коллектива над своими недалёковидными руководителями. Однако праздника не получилось.

А.К. Константинов и К.И. Панин хотели подчеркнуть якобы незначительную роль самолёта ВВА-14 в жизни коллектива. Роберт Людвигович, несмотря на мои настоятельные просьбы, так и не приехавший в Таганрог, решил не настаивать. К тому же секретный отдел, ссылаясь на повышенную режимность, потребовал, чтобы выкатка проводилась в нерабочий день и в тёмное время суток.

Выкатка была проведена в субботу 2 июля в ночную смену специальной комплексной бригадой ЛИКа, цеха окончательной сборки и транспортного цеха под руководством В.И. Таланова. Никого, не имеющего непосредственного отношения к выкатке, в цехе в это время не было. За всем происходящим молча, ни во что не вмешиваясь, наблюдал Главный инженер К.И. Панин и начальник производства В.Е. Репунов. А вот начальник сборочного цеха И.Я. Акопов присутствовал на этом заключительном этапе работы своего цеха по зову сердца. Он много энергии вложил в работу над самолётом ВВА-14, особенно на последней стадии его сборки, и его искренне волновала его дальнейшая судьба. Я был благодарен этому человеку за его честную позицию.

Когда по команде В.И. Таланова самолёт сдвинулся с места и медленно покатился за тягачом к распахнутым во всю ширь воротам цеха, по лицам и по поведению людей было видно, что этот момент воспринимается ими всё-таки как неординарное и даже торжественное событие. Я ещё раз мог убедиться, что простым работникам судьба самолёта ВВА-14 безразлична.

Буксировка проводилась по всем правилам, действующим для впервые буксируемых новых опытных самолётов. Для самолёта ВВА-14, на котором при необычной конфигурации корпуса была применена велосипедная схема шасси, соблюдение всех этих правил при первой перекатке, да ещё по грунту, и тем более ночью, было особенно важно. Существовала потенциальная опасность повреждения шасси при движении по грунтовой поверхности.

С соблюдением всех мер предосторожности, с частыми остановками для осмотра шасси и для уточнения трассы, самолёт медленно, почти «ощупью», перемещался по тёмной территории завода. Применять прожекторы из условий маскировки запретили секретчики. Дорога освещалась только фарами тягача и ручными фонарями сопровождающих. Двигаясь в темноте по обочине лётного поля, мягко переваливаясь с боку на бок, с одной боковой опоры на другую, наш самолёт своим внешним видом (необыкновенно большим, почти квадратным «горбатым» центропланом с выступающей вперёд носовой фюзеляжной надстройкой) и манерой медленного движения очень напоминал огромную черепаху. Это сходство вызвало у меня тогда мысли о недопустимо медленном продвижении нашей работы, о её действительно «черепашьем шаге». Всё это портило приподнятое настроение.

Так завершился этап постройки первого экземпляра и начался новый этап — его испытания. Хотелось надеяться, что в руках лояльных и заинтересованных испытателей он пройдёт легче предыдущего.

5

И действительно, дальнейшие события развивались довольно быстро.

Испытательная бригада, организовав свою работу на заводской площадке в три смены, сумела в течение уже первой декады июля выполнить весь предварительный объём наземных испытаний и подготовить самолёт к пробным рулёжкам и пробежкам.

На этом этапе наш самолёт практически ничем не отличался ни по объёмам, ни по характеру, ни по методике проведения наземных испытаний от самолётов обычного типа. Самолёт, постоянно набирая силы, на глазах оживал. Интересно было наблюдать, как приходили в движение его органы управления, начинали функционировать различные механизмы, работать многочисленные приборы, загораться контурные огни, моргать проблеско-

вые маяки, как от смены к смене в ходе отработки силовой установки мужал его «голос» — от слабого ворчания одинокого ТА-6А, через умеренное рокотание маршевых двигателей, работающих на малом газе, до грозного рёва этих же двигателей на взлётном режиме. К концу второй недели июля наш самолёт был готов сбросить с себя швартовочные «путы», удерживающие его на испытательной площадке и начать учиться самостоятельному движению по аэродрому.

На этом этапе испытаний нужно было изучить поведение самолёта при движении по взлётной полосе — бетонной и грунтовой — на разных скоростях, выяснить возможности по маневрированию при этом движении, определить минимальный радиус разворота, получить данные по нагрузкам на ноги шасси и по напряжениям в их элементах, проверить эффективность управления передней ногой, эффективность рулей направления на разных скоростях движения, а также эффективность тормозов. Начинать нужно было на бетонной полосе, в более простых и безопасных для самолёта условиях, и только потом переходить на грунт. Мы должны были сначала перебазировать самолёт на военный аэродром.

Но с другой стороны, перед уходом с завода мы обязаны были убедиться в том, что наше временное шасси, собранное из разнородных элементов, обеспечивает устойчивое и управляемое движение, и не принесёт нам никаких непредвиденных осложнений, не потребует вдруг каких-то сложных переделок конструкции, что на чужой территории, в отрыве от собственной производственной базы, будет серьёзной проблемой.

И хотя это было против всех правил, мы вынуждены были начать освоение рулёжек и пробежек на своей заводской грунтовой полосе. Погода стояла хорошая. Грунт нашего аэродрома был сухой и плотный, взлётная полоса была в рабочем состоянии.

Первые выходы самолёта ВВА-14 со стояночной площадки на взлётную полосу производились буксировкой при помощи тягача. Запуск Та-6А, а потом от него и маршевых двигателей, выполнялся уже на стартовой позиции. Движение по полосе начиналось с самой малой скорости. Самолёт на этой скорости проходил до конца полосы с промежуточными остановками, очень осторожно разворачивался и таким же путём возвращался к началу полосы. В процессе этого движения проверялась эффективность управления передним колесом и эффективность тормозов при остановках. Скорость руления наращивалась постепенно, по мере оперативной отработки и анализа записей КЗА. Задание на последующий выход на полосу составлялось по результатам предыдущего.

После первых положительных результатов по рулѐжке самолѐт стал выходить на полосу со стоянки и заруливать на неё обратно своим ходом при работающих двигателях.

Осторожно и аккуратно отработав рулѐжку до скоростей 35-40 км/час, зафиксировав параметры рулѐжных режимов документально и получив положительную оценку Ю.М. Куприянова, который охарактеризовал эти режимы как «лѐгкие, послушные и удобные», перешли к изучению и отработке режимов пробежек.

Малая длина нашей взлѐтной полосы не давала возможности исследовать поведение самолѐта на пробежках во всѐм необходимом диапазоне скоростей. Из условий вписываемости в размеры нашего заводского аэродрома и безопасности самолѐта максимальную скорость пробежек пришлось ограничить величиной 120-125 км/час. Начиная пробежки с малых скоростей (45-50 км/час), наращивание их на последующих этапах проводили постепенно, с учётом результатов. При этом перед испытателями ставилась задача особое внимание уделять устойчивости движения и эффективности рулей поворота. Дело в том, что по проведенным нашими специалистами расчѐтам, которые подтвердились параллельными расчѐтами 15-й лаборатории ЦАГИ, первый экземпляр нашего самолѐта имел тенденцию к неустойчивому движению по аэродрому в диапазоне скоростей от 110 км/час до 220-230 км/час при включенном управлении передней ногой. Этот недостаток был связан с особенностями велосипедного шасси (большая чувствительность к развороту вокруг основной центральной стойки по сравнению с разворотом вокруг двух разнесенных стоек на обычных самолѐтах) и с его размещением относительно агрегатов планера. Для устранения этого недостатка конструкцией было предусмотрено отключение управления передней ногой (перевод её на самоориентацию) при скорости 100-110 км/час (отключение — по сигналу ПВД).

В ходе скоростных пробежек мы должны были доказать, что это конструктивное решение в сочетании с эффективностью вертикального оперения и рулей направления обеспечивает путевую устойчивость и управляемость движения при регламентируемом боковом ветре и при отказах одного из маршевых двигателей во всем диапазоне скоростей, вплоть до скорости отрыва при взлѐте и скорости касания при приземлении. Испытания на заводском аэродроме показали, что в проверенном, ограниченном длиной взлѐтной полосы диапазоне скоростей пробежек по грунту самолѐт ведѐт себя вполне удовлетворительно. До скорости 125 км/час никаких признаков неустойчивости не обнаруживалось. Остальной диапазон, как

на бетоне, так и на грунте, предстояло проверить уже на военном аэродроме, где рядом с бетонной взлётной полосой имеется такая же по размерам и грунтовая полоса, постоянно поддерживаемая в хорошем рабочем состоянии. На рулёжки и пробежки ушло четыре полных рабочих дня (с двухсменной работой бригады и экипажа и с расшифровкой, обработкой и анализом записей КЗА в третью смену).

К 15 июля всё, что можно было сделать по первому этапу наземных испытаний на заводском аэродроме, было сделано. Пришло время перебазировать самолёт на военный аэродром. Так как в наших условиях эту задачу можно было решить только путём транспортировки самолёта по земле, прежде всего нужно было определиться с маршрутом и трассой движения, а также со способом перемещения самолёта.

Хотя оба аэродрома находились на окраине города, граничащей с открытой степью, возможность перекачки самолёта вне города из-за отсутствия дорог и неровностей местности была полностью исключена. Единственный путь — окраинные улицы. Но и в их ширину наш самолёт не вписывался. Его размеры (размах крыла — 30м, размах горизонтального оперения — 15,8м, высота по килям — 7,1м) этого не позволяли. Нужно было путём частичной разборки самолёта уменьшить его габариты, а уже под них готовить трассу. При снятии с самолёта отъёмных агрегатов, определяющих наибольшие размеры планера (консолей крыла, стабилизаторов и килей), габариты корпуса по ширине определялись расстоянием между гондолами боковых опорных стоек шасси (11,5м), а по высоте — расстоянием до верхних капотов мотогондол (6,5м). Этого тоже было недостаточно, но дальнейшая «минимизация» нарушила бы целостность конструкции. Поэтому подготовку трассы нужно было вести из расчёта именно этих габаритов. Выбор способа перемещения самолёта также зависел от параметров и состояния трассы. А она не отличалась идеальностью.

Специальная тележка с установленным на ней корпусом самолёта, вес которого составлял 22,5 тонны, должна была обеспечивать маневренное движение за тягачом как по твёрдому покрытию, так и по грунту. Её проектирование было поручено конструкторскому бюро оснастки службы Главного технолога ОКБ. Тележка представляла собой пространственную ферменную раму размерами 12м x 6м x 1,2м с двумя задними строенными и двумя передними сдвоенными поворотными блоками колёс. Передние колёса через управляющий параллелограмм соединялись с водилом. На раме устанавливались два силовых ферменных ложемента, на которые ложился своей нижней поверхностью и фиксировался швартовочными

лямками и тросами корпус самолёта. Параллельно проектировалась и универсальная тележка с набором сменных ложементов для поочерёдной перевозки снятых с самолёта консолей крыла, стабилизатора и килей. В первых числах июля обе тележки были изготовлены, обкатаны с соответствующей нагрузкой и подготовлены к работе.

В течение июня и первой половины июля подготовили и трассу перебазирования. По договорённости с городским начальством и ГАИ перенесли фонарные столбы и дорожные знаки, приподняли провода, засыпали кюветы и т.д. Обкатали трассу готовой тележкой с установленными на ней указателями габаритов и балластом, соответствующим весу самолёта. По результатам обкатки был оформлен акт о готовности трассы.

Перебазирование было намечено на 22 июля. К этому дню была приведена в «боевую готовность» рабочая площадка «Ветерок» на военном аэродроме, проведена расстыковка и перевозка агрегатов, слив топлива и т.д.

На рассвете 22 июля (около четырёх часов утра) на заводской рабочей площадке были собраны все участники операции и вся необходимая для этого техника. Кроме комплексной бригады сопровождения, здесь присутствовали директор опытного завода А.Н. Самоделков, главный инженер К.И. Панин, начальник ЛИКа Б.А. Дыбин, его заместитель В.И. Таланов, ведущий по испытаниям И.К. Винокуров. Были здесь и некоторые начальники КБ и конструкторских отделов. Меня удивил К.И. Панин, который неожиданно проявил небывалую по отношению к самолёту ВВА-14 активность, взяв на себя командование всей операцией.

Двигаясь со скоростью не более 5 км/час, ещё более замедляясь в узких местах трассы, на участках с неровностями дорожного покрытия, на перекрёстках и на переездах через железнодорожные пути, а иногда совсем останавливаясь для уточнения маневра на предстоящих разворотах, наш полуразобраный самолёт благополучно прошёл весь путь с заводского на военный аэродром. Уже около семи часов утра тележка с корпусом самолёта стояла на своей второй рабочей площадке.

Видеть нашу процессию могли только очень редкие в то раннее субботнее утро прохожие. Уступая дорогу, они удивлённо рассматривали это громадное, причудливой формы, непонятное им и поэтому загадочное сооружение, закрытое раскрашенными чехлами, которое медленно двигалось по узким улицам города., перегораживая собой всю их проезжую, а иногда и пешеходную часть. Свидетелей было очень мало, и мы надеялись, что горожане не обратят особого внимания на эту операцию. Однако, как оказалось, слух о ней быстро распространился по городу, привлекая внимание

многих любопытных к учебному военному аэродрому и к происходящим на нём событиям.

В тот же день (22 июля) корпус самолёта был снят с тележки, установлен сначала на подъёмники, а потом на собственное шасси. На полное восстановление и отработку самолета ушло шесть напряжённых рабочих дней. В конце месяца он был готов для продолжения рулёжек и пробежек, но уже на полноразмерной бетонированной взлётной полосе.

С первых же дней работы на «Ветерке» мы заметили любопытствующих. Особенно много стало зевак, когда самолёт начал двигаться по аэродрому. Наши секретчики сначала пытались с этим бороться, пробовали убедить любопытных покинуть свои наблюдательные позиции. Однако это произвело обратный эффект — интерес со стороны горожан к нашему необычному самолёту только возрос, и число посторонних наблюдателей стало ещё больше. Защитники секретности оставили их в покое, и постепенно ажиотажный интерес к нашим работам угас.

Перебазирование на военный аэродром, территориальный отрыв от заводской производственной базы, безусловно, усложнило организацию и обеспечение как самих испытаний, так и устранение выявленных дефектов и выполнение необходимых доработок. Пришлось активизировать работу ведущих конструкторов Н.Д. Леонова и К.Г. Тюрникова по обеспечению оперативных связей испытательной бригады с конструкторами и производством, а также организовать постоянное выделение в распоряжение ЛИКа нескольких единиц автотранспорта. Но боевой настрой испытателей не изменился. Уже первого августа испытания, прерванные перебазированием, были возобновлены.

Опыт движения по заводскому аэродрому, приобретённый на первом промежуточном этапе наземных испытаний, удовлетворительные характеристики устойчивости и управляемости такого движения по грунту нам упростили задачу проведения таких же испытаний на бетоне. Эти испытания мы могли теперь начинать сразу со скоростей 120-125 км/час.

На первом же выходе на бетонную взлётную полосу самолёт, запустив двигатели на своей рабочей площадке, собственным ходом на хорошей скорости уверенно прошёл по рулёжным дорожкам, лихо разворачиваясь на поворотах, и энергично выкатился на полосу. Несколько раз пробежавшись из одного конца полосы в другой со скоростями до 120 км/час, тормозясь, останавливаясь, снова разгоняясь, разворачиваясь и маневрируя, самолёт уже в этот первый выход продемонстрировал, что все режимы движения, проверенные и отработанные на заводском аэродроме, полностью освоены

и могут без всяких дополнительных проверок засчитываться в окончательные результаты испытаний. А уже со следующего выхода на полосу начались регулярные плановые пробежки с постепенным дальнейшим наращиванием скорости, с записями и оперативной расшифровкой показаний КЗА и тензодатчиков, с анализом промежуточных результатов, с киносъёмкой и документированием всего процесса испытаний (см. фото 10.2а и 10.2б).

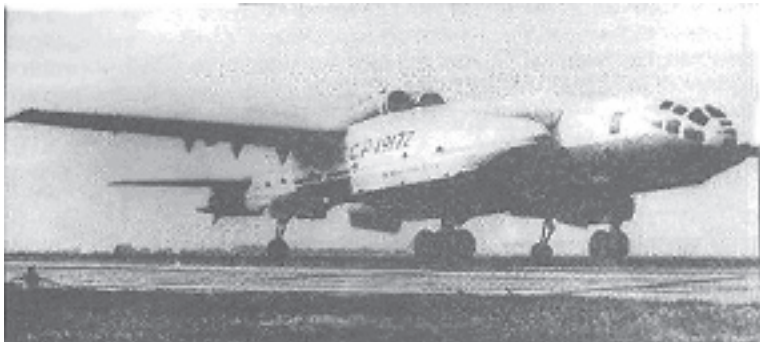


Фото 10.2а

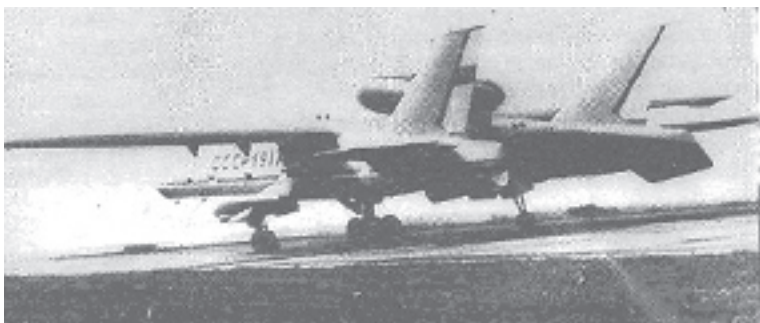


Фото 10.2б

*ВВА-14 на бетонной полосе учебного аэродрома
во время рулёжек и пробежек.*

а — вид 3/4 спереди; б — 3/4 сзади.

За четыре дня интенсивной трёхсменной работы был выполнен весь намеченный программой объём испытаний на пробежках как по бетонной, так и по грунтовой взлётным полосам, на чём, собственно, и заканчивались все запланированные наземные испытания.

В процессе этой работы были получены данные по нагрузкам на стойки шасси и по напряжениям в их элементах, определена эффективность системы торможения колёс центральной тележки, работоспособность сис-

темы управления передним колесом и уровень управляемости самолёта на рулёжках. Была проведена проверка путевой устойчивости движения во всем диапазоне скоростей как без отказов двигателей, так и с поочередным отключением на пробежках каждого из двигателей, в том числе, и при боковом ветре в 7-10 м/сек (нам повезло с погодой — в один из этих дней дул довольно интенсивный северо-восточный ветер). Эти испытания показали эффективность руля направления при скоростях выше 100 км/час и правильность нашего решения о переводе на скорости 110 км/час переднего колеса на самоориентацию путём принудительного отключения его системы управления.

Особый интерес представляли материалы скоростных пробежек, связанные с проявлением на нашем самолёте экранного эффекта.

По фактическим нагрузкам на стойки шасси, по визуальным наблюдениям и по сообщениям лётчика обнаружилось (вернее, подтвердилось предположение, сделанное на основании расчётов и результатов модельных испытаний), что по мере увеличения скорости разгона самолёт «вспухает» над полосой гораздо интенсивнее, чем это можно было объяснить ростом чисто аэродинамической подъёмной силы составного крыла. Начиная со скорости 200-210 км/час (ещё задолго до скорости отрыва, равной 270-280 км/час), наш самолёт начинает терять жёсткий контакт с поверхностью (нагрузки на стойки шасси существенно уменьшаются), и при скорости, близкой к 230-235 км/час, уже движется над полосой, практически не касаясь её колёсами (нагрузки на стойки шасси почти нулевые). Это ещё не полёт, но уже и не разбег в нашем привычном понимании.

Такое явление связано с особенностью аэродинамической и компоновочной схемы самолёта (корпус самолёта — в виде перевёрнутого совка) и объясняется возникновением под его центропланом (внутри этого совка) динамической воздушной подушки. Дополнительное повышенное давление в этой подушке разгружает самолёт до нуля ещё при недостаточной для ухода в воздух скорости разбега. Это явление требовало применения специфической, отличной от самолётов обычных схем, методики управления при больших скоростях движения по взлётной полосе. При таком бесконтактном движении, во избежание потери путевой управляемости, требовалось на последних участках разгона, вплоть до достижения безопасной скорости отрыва, искусственно удерживать самолёт на поверхности путём уменьшения углов тангажа (атаки). Ю.М. Куприянов сначала делал это чисто интуитивно, а потом, после тщательного совместного анализа, вполне сознательно и продуманно.

После разбора результатов многократных скоростных пробежек и отработки методики управления на этих режимах, в качестве завершающего этапа наземных испытаний были выполнены несколько подлётов самолёта на высоту 2-2,5 метра над полосой на скорости, близкой к 240 км/час. Для их осуществления при достижения этой скорости лётчику необходимо было слегка взять ручку «на себя» и сразу же отдать «от себя», но уже не доводить её до первоначального положения. При этом самолёт, двигавшийся над полосой в разгруженном аэродинамической подъёмной силой крыла и давлением в воздушной подушке состоянии, за счёт возрастания аэродинамической подъёмной силы поднимался на высоту подлёта, на которой и уравнивался уже на новом, более высоком уровне этой подъёмной силы и более низком уровне давления в подушке. Для прекращения подлёта необходимо было ручку опять отдавать «от себя» и убирать газ обоих двигателей. При этом аэродинамическая подъёмная сила падала, самолёт опускался до высоты, на которой его уравнивала воздушная подушка, а потом, по мере падения скорости и связанного с этим уменьшением подъёмной силы и давления в подушке, становился на колёса и затормаживался системой торможения.

Все скоростные пробежки и особенно подлёты со стороны выглядели очень эффектно. Самолёт, как какой-то дикий зверь, которого долго держали взаперти, а теперь, наконец-то, вывели на прогулку, но всё ещё не спускают с поводка, просто рвался на свободу. Когда при очередной пробежке, разгоняясь от конца взлётной полосы, он стремительно приближался, заметно вспухая над полосой, оглашая окрестности мощным рёвом работающих на взлётном режиме двигателей, казалось, что он вот-вот вырвется из своего плена, взмоет в воздух, и ничто не в силах его будет удержать. Когда же лётчик, сбрасывая газ и прижимая его к полосе, начинал тормозить, он огорчённо и обиженно ворчал и очень неохотно останавливался. А когда выполнялся подлёт, то зрелище напоминало заснятый в медленном темпе решающий прыжок дикого хищного зверя, уже вырвавшегося на свободу и стремительно преследующего свою жертву.

Выполнив все запланированные пробежки и подлёты, налюбовавшись этим интересным и эффектным зрелищем и запечатлев его на киноплёнке, мы закончили наземные испытания. Это произошло пятого августа. В течение следующей недели был оформлен отчёт об этих испытаниях, и началась подготовка к первому вылету.

По заведенным в министерстве авиационной промышленности правилам разрешение на первый вылет любого нового опытного, а тем более, экспериментального самолёта выдавалось лично самим министром (или, в его отсутствии, первым заместителем) после положительного заключения так называемого методического совета МАП. В обязанности этого коллегиального органа, созданного при лётной службе министерства, который состоял из самых известных и авторитетных специалистов в области практической аэродинамики и лётных испытаний, а также учёных из основных отраслевых НИИ, входило определение соответствия технических характеристик самолёта требованиям безопасности и подтверждение его готовности к выполнению первого полёта.

Пока шла работа по организации заседания методического совета МАПа с целью получения разрешения на первый вылет, силами цеха окончательной сборки и при участии механиков и инженеров испытательной бригады самолёт приводился в полную боевую готовность. На нём устранялись обнаруженные производственные дефекты и неисправности, появившиеся в ходе наземных испытаний, а также выполнялись некоторые доработки систем, необходимость которых выявилась уже после сборки самолёта и начала его испытаний. К концу августа он был полностью готов к первому вылету.

К заседанию методического совета в соответствии с заранее согласованным перечнем нужно было подготовить целый ряд технических документов. Создание части из них началось задолго до выхода самолёта на испытания.

К середине августа все необходимые материалы были скомплектованы и отправлены в методсовет, заседание которого по нашему самолёту было назначено на 24 августа.

Представлять самолёт на методсовете Роберт Людвигович поручил мне.

Так как на предстоящем заседании ожидалась несколько предвзятая позиция со стороны представителей ЦАГИ, состав нашей делегации формировался, с одной стороны, из самых высококвалифицированных, а с другой стороны, из вполне лояльно настроенных к самолёту специалистов, способных и готовых отстаивать заложенные в него новые технические идеи и решения и защищать его перед серьёзными оппонентами. В эту «боевую» команду входили начальники основных отделов (аэродинамики — И.М. Забалуев, прочности — В.П. Терентьев, силовых установок — Б.П. Скорик,

управления — В.Н. Баталин, гидравлики и пневматики — Л.Г. Фортинов, шасси — В.М. Шпрангель), лётчик-испытатель Ю.М. Куприянов, ведущий инженер по испытаниям И.К. Винокуров, ведущий конструктор по проектированию Н.Д. Леонтьев, несколько ведущих конструкторов из КБ-4, инженеров-испытателей ЛИКа.

Методический совет должен был, как обычно, проходить в ЛИИ, в подмосковном посёлке Жуковском. Ранним утром 24 августа мы загрузились в наш старенький Ли-2, взлетели с нашего заводского аэродрома и через три с половиной часа приземлились прямо на территории института.

Перед началом заседания состоялась встреча с председателем методсовета, которым в то время был Марк Лазаревич Галлай. Этот легендарный человек, один из самых знаменитых лётчиков-испытателей Советского Союза, будучи глубоко творческой личностью, отличался тем, что в своей работе испытывал особую тягу к самым сложным, неизученным объектам испытаний, к их малопонятным режимам и к неординарным ситуациям. Было известно, что он хорошо знаком с Робертом Людвиговичем и относился к нему с большим уважением. Как он сам сказал, он с интересом следит за его работами, которые, в том числе и самолёт ВВА-14, привлекают своей необычностью, смелостью замысла, элементами технического риска.

Накануне нашего прилёта в ЛИИ Роберт Людвигович звонил Марку Лазаревичу и сообщил ему, что сам, к сожалению, присутствовать на заседании совета не сможет, но надеется, что наша команда и без него успешно справится со своей задачей.

Заседание совета началось в 11 часов с просмотра нашего фильма. Демонстрация послушного поведения самолёта на взлётной полосе, эффектных скоростных пробежек с преждевременным вспуханием над полосой и, особенно, подлётов произвела хорошее впечатление на всех членов совета. А присутствовавшие на совете лётчики-испытатели, оживлённо обсуждавшие между собой увиденное уже во время просмотра, высказывали мнение о готовности самолёта к полёту. Это задало оптимистический импульс дальнейшему ходу заседания.

После моего доклада, в котором была отражена цель создания экспериментального самолёта, кратко изложены его принципиальные компоновочные и конструктивные особенности, назначение и функции каждого из трёх заданных экземпляров и более подробно показана конструкция рассматриваемого в данный момент первого экземпляра (содержание этого доклада приведено в приложении №4), выступили со своими сообщени-

ями наши специалисты. Было рассказано об особенностях аэродинамики самолёта, о его прочностных характеристиках, о параметрах силовой установки, о применённых средствах спасения экипажа и об их отработке, о схеме шасси, системе управления и о других системах, а также о наземных испытаниях самолёта.

Потом были выступления представителей ЦАГИ и ЛИИ, в которых излагались результаты расчётных и экспериментальных работ, выполненных этими институтами, а также анализировались наши материалы, представленные в методсовет. В последовавшем за этим обсуждении, которое проходило довольно спокойно и, в основном, доброжелательно, нам иногда приходилось всё-таки вступать в довольно жёсткую полемику с основными нашими оппонентами из ЦАГИ, разъясняя, аргументируя и отстаивая свои позиции.

В результате с помощью группы лётчиков-испытателей и некоторых научных работников ЛИИ, которых по-настоящему заинтересовал наш самолёт, все нападки были успешно отбиты, и методсовет высказался за разрешение первого вылета. Мы получили только одно не очень приятное замечание, связанное с необходимостью ограничения скорости бокового ветра при взлёте величиной 6м/сек. Это была явная перестраховка цагистов по обеспечению путевой устойчивости при разбеге и по защите двигателей от помпажа, которая несколько усложняла нашу будущую работу, но не смогла испортить общего хорошего впечатления от результатов методсовета.

Марк Лазаревич, как было заранее договорено с Робертом Людвиговичем, сразу же после окончания заседания позвонил Первому заместителю министра С.И. Кадышеву, который в то время, к нашему счастью, как мы увидим позже, замещал отдыхающего в отпуске П.В. Дементьева, и сообщил ему о решении методсовета. И когда Роберт Людвигович, ожидавший в министерстве, во второй половине дня пришёл на приём к С.И. Кадышеву с докладной запиской о разрешении на выполнение первого вылета, тот, тоже уже зная решение методсовета, без всякой волокиты дал это разрешение (см. фото 10.3).

Таким образом, самолёт ВВА-14 успешно преодолел ещё один очередной официальный барьер на своём многотрудном пути. Теперь нужно было, воспользовавшись тем благоприятным стечением обстоятельств, которое так удивительно сопровождало самолёт после его выхода на испытания, как можно быстрее, пока фортуна не изменила нам, поднять его в воздух. Встретившись на следующий день с Робертом Людвиговичем, обсудив с ним результаты методсовета и получив от него последние наставления, я улетел в Таганрог готовить первый вылет.



СС СР

ПРЕДПРИЯТИЕ П-Я В-2141

Для телеграмм "Ясень"

№ 1448

24 августа 1972

ПЕРВОМУ ЗАМЕСТИТЕЛЮ МИНИСТРА АВИАЦИОННОЙ
ПРОМЫШЛЕННОСТИ
тов. КАДЫШЕВУ С.М.

ДОКЛАДНАЯ ЗАПИСКА

Первый экспериментальный экземпляр ИЭД.И закончен постройкой, принял необходимый объем наземных испытаний и отработку, на нем проведены проверки и скоростные пробегки и выполнен полет.

Методический совет МАИ на своем заседании 24 августа 1972 года, рассмотрев все материалы по результатам наземного этапа испытаний, признал возможным проведение первого полета.

Надлежащая подготовка для начала летных испытаний, приказом МАИ утверждена, и утверждена программа испытаний.

Процедура разрешения на выполнение первого полета ИЭД."М".

24 VIII 72
ГЛАВНЫЙ КОНСУЛЬТОР

БАРТЕНЕВ Г.А.

24/08/72
тов. Погорелову
Попугаев В.А.
руководитель
вылетом.
24 VIII 72

Фото 10.3

Докладная записка по получению разрешения на первый взлёт.

11. ГЛАВА ОДИННАДЦАТАЯ

Первый полёт любого нового самолёта по традиции выполняется в самых благоприятных метеоусловиях, по упрощённой схеме и с самым простым заданием. Обычно он бывает коротким и выполняется с минимальным полётным весом. После взлёта, как правило, не меняя своей конфигурации и не производя никаких особых эволюций, самолёт должен пролететь так называемым «блинчиком» по несложному маршруту и выполнить посадку.

При современном уровне авиационной техники построить самолёт, не способный летать, уже просто невозможно. И, тем не менее, для его создателей именно этот полёт всегда является наиболее волнующим и знаковым событием.

Таким он был и для нас. Несмотря на то, что была полная уверенность в лётных способностях самолёта ВВА-14, первый его вылет требовал особого внимания. Любой серьёзный технический или организационный сбой может быть использован для остановки всех работ. Мы не имели права допустить ни одной серьёзной погрешности.

Как уже говорилось, самолёт был готов к полёту ещё до проведения методсовета. Однако вся последняя неделя августа из-за ограничения по боковому ветру, наложенного методсоветом, была непригодна для выполнения первого полёта, т.к. в Таганроге в это время дул довольно сильный северо-восточный ветер. И только к первому сентября ветер снизил свою интенсивность и поменял направление в благоприятную для нас сторону. Получив заверения от городской и заводской метеослужб о стабилизации погоды на ближайшие дни, мы, не желая тратить время и пренебрегая традиционными приметами и суевериями (типа «понедельник — тяжёлый день»), назначили первый вылет на утро четвёртого сентября (как раз именно на понедельник!).

Накануне, при утверждении полётного листа, в присутствии всех специалистов было проведено обсуждение задания на полёт. По этому заданию взлётный вес самолёта должен составлять 32 000 кг. Продолжительность полёта — 30-35 минут. Перед взлётом предкрылки должны быть выпущены, закрылки отклонены на 200 (взлётная конфигурация). Перед экипажем ставилась задача после взлёта, не убирая шасси и не изменяя положение механизации крыла, набрать высоту 2500-2700 метров, не забывая при этом в облака. На этой высоте убрать закрылки и предкрылки и выполнить разгон до 320-370 км/час. В процессе набора высоты, разгона и

горизонтального полёта, а также на снижении и заходе на посадку оценить устойчивость самолёта, эффективность управления и работу двигателей. Посадку осуществить при закрылках и предкрылках опять же во взлётной конфигурации.

Задание было простое, но все, и в первую очередь, экипаж, очень чётко понимали, как важно его безукоризненно выполнить.

С целью визуального контроля за всеми этапами первого полёта и для фиксации их на киноплёнку было решено осуществить воздушное сопровождение нашего самолёта опытным самолётом Бе-30. Этот самолёт обладал отличной маневренностью и необходимым диапазоном скоростей. Командиром Бе-30 в этом полёте был назначен заводской лётчик-испытатель Е.А. Лахмутов.

Управление полётом обоих самолётов, координацию их действий должен был обеспечивать наш руководитель полётов Николай Семёнович Харин — классный лётчик-истребитель, служивший в своё время в этом таганрогском учебном полку.

И вот настало так запомнившееся ранее утро 4 сентября 1972 года.

Погода была пасмурная, но тихая, с плотной, но высокой облачностью, явно выше трёх километров, что не мешало выполнению нашего задания.

Приехавшая на аэродром ещё на рассвете испытательная бригада провела контрольную гонку двигателей и предполётный осмотр, и уже к пяти часам, к моменту прибытия экипажа, самолёт был полностью подготовлен к вылету. К этому времени на рабочей площадке, кроме испытательной бригады и руководства ЛИКа, собрались основные специалисты из отделов ОКБ и из некоторых организаций-разработчиков, а также многие руководители конструкторских и исследовательских подразделений. Их присутствие объяснялось как возможностью возникновения каких-нибудь непредвиденных обстоятельств, при которых могли понадобиться их советы, так и давно сложившейся традицией. Если выкатку из цеха руководству ОКБ удалось «спрятать» от основного коллектива, то сделать то же самое с первым вылетом было уже просто невозможно.

Роберт Людвигович не присутствовал на первом вылете, о чем предупредил сразу же после методсовета. Это могло означать плохое самочувствие, уверенность в благоприятном исходе полета или падение интереса к проекту... Но среди наблюдателей был начальник Ухтомского филиала Круглов. Эту новую должность Роберт Людвигович сумел «выбить» в министерстве в связи с темой «Взлёт». Я этого человека совсем не знал и впервые встретился с ним только накануне первого вылёта. Его команди-

ровка в Таганрог для присутствия на первом вылете самолёта в качестве официального представителя коллектива филиала, как я понял, была организована Робертом Людвиговичем с целью подчеркнуть непосредственную причастность всех работников филиала к созданию самолёта и отдать должное их вкладу в эту работу.

Настроение у всех присутствующих было приподнятое, но в то же время чувствовалась какая-то настороженность, плохо скрываемое внутреннее напряжение и тревожное ожидание чего-то необычного.

Наблюдать за первым полётом удобнее всего было именно с рабочей площадки. Отсюда можно было лучше всего видеть момент отрыва самолёта и уход его в воздух, хорошо просматривалась зона предстоящего полёта, вплоть до горизонта, а в домике для разбора полётов можно было слушать переговоры командиров ВВА-14 и Бе-30 с руководителем полёта и между собой.

Пока экипаж проходил на КДП предполётный инструктаж, уточнял совместные действия с экипажем Бе-30, напряжение среди собравшихся на рабочей площадке нарастало. Казалось, что нетерпение, охватившее людей, передаётся и самолёту, который, уже в полной готовности к полёту, стоял с открытым входным люком и приставленной к нему лестницей-трапом, замерев в ожидании экипажа.

Наконец Ю.М. Куприянов, Л.Я. Кузнецов вместе с И.К. Винокуровым приехали на площадку, вышли из машины и сразу направились к самолёту. Всё, что касалось особенностей этого первого полёта и задач экипажа, было подробно обговорено на предварительных совещаниях, выяснено и обсуждено в личных беседах с Юрием Михайловичем. Ни у кого никаких невыясненных вопросов не осталось, никаких последних наставлений экипажу не требовалось. Поэтому наш короткий разговор под самолётом свёлся к скупым пожеланиям успешного полёта. После обмена традиционным: «Ни пуха, ...» и «К чёрту!» сначала командир, а том и бортинженер поднимаются в самолёт (см. фото 11.1), механики убирают лестницу-трап, экипаж закрывает входной люк, занимает свои рабочие места и спустя некоторое время докладывает на КПП о своей готовности к выполнению задания.

Получив разрешение от руководителя полёта, Ю.М. Куприянов запускает сначала ТА-6, потом основные двигатели и проводит последнюю контрольную проверку их работоспособности, прогоняя по всем режимам. В это время по команде нашего КДП с заводского аэродрома производит взлёт самолёт сопровождения Бе-30. Проверив двигатели, Юрий Михайлович даёт команду об уборке тормозных колодок и защитного экрана от выхлопа

ТА-6, и после отмашки флажком старшего механика начинает движение на стартовую позицию. В тот момент, когда наш самолёт вышел на взлётную полосу и покатился по ней в дальний её конец, над аэродромом, на высоте около пятисот метров появился самолёт Бе-30, летящий встречным курсом на небольшой скорости. Пролетев над нами и помахав крыльями, он выполнил левый разворот на 180° и ушёл в зону своей исходной позиции.



Фото 11.1

Первый вылет. Готовность номер один. Посадка экипажа.

Первым поднимается лётчик-испытатель Ю.М. Куприянов, вторым — штурман-испытатель Л.Я. Кузнецов. Стоит у трапа ведущий инженер по испытаниям И.К. Винокуров.

Взлётная полоса учебного аэродрома была слегка выпуклой формы, поэтому её дальний от нас конец, с которого должен был стартовать самолёт, с нашего наблюдательного пункта не просматривался. Занявший стартовую позицию ВВА-14 нам не был виден. Мы только слышали отдалённый рокот его двигателей. Пользуясь установленной на наблюдательной площадке радиостанцией, можно было слышать, что выйдя на старт, Ю.М. Куприянов доложил об этом на КДП и запросил разрешения на взлёт. Получив это разрешение сразу же, как только поступило сообщение от Е.А. Лахмутова о готовности к сопровождению, он перевёл двигатели на взлётный режим и через несколько секунд отпустил тормоза. Самолёт рванул с места, и взлёт начался.

Собравшиеся на рабочей площадке начала взлёта видеть не могли. О нем им дал знать внезапно возникший рёв двигателей, и только потом, через несколько секунд стал виден самолёт, бегущий в нашу сторону со всё нарастающей скоростью. Ещё не доходя до середины взлётной полосы, он

заметно «вспух» над поверхностью, продолжая двигаться горизонтально, а потом оторвался от неё и начал плавно набирать высоту. У конца взлётной полосы самолёт был уже на высоте 25-30 метров.

В то же время, когда ВВА-14 начал разбег, над горизонтом, в створе взлётной полосы, на удалении от её начала ~ 0,5 км мы увидели самолёт Бе-30. Он летел на высоте 100-120 метров немного в стороне от полосы, быстро приближаясь и догоняя бегущий ВВА-14. К моменту, когда наш самолёт после отрыва пролетал над концом полосы, самолёт сопровождения был уже сзади него на расстоянии не более 150-200 метров, маневрируя своей скоростью и пристраиваясь для совместного полёта. Ещё через несколько секунд оба самолёта, летящие уже практически с одинаковой скоростью и как бы «привязанные» друг к другу, скрылись от нас за деревьями, закрывающими горизонт.

Всё произошло так стремительно, что никто не успел своевременно и адекватно отреагировать ни на безукоризненно выполненный взлёт ВВА-14, ни на отлично рассчитанный и мастерски осуществлённый манёвр самолёта сопровождения. В первые минуты на площадке царила напряжённая тишина, а потом наступила разрядка — тишина вдруг лопнула, и возник общий горячий обмен впечатлениями и бурное обсуждение подробностей увиденного. Когда же, через некоторое время оба самолёта, осуществив на круговом маршруте подъём на высоту 2,5 км, снова посвились над аэродромом, вся площадка опять замерла. Все глаза были устремлены в небо. Я видел, что среди наблюдавших не было ни одного равнодушного человека, что какое-то общее возбуждение буквально захлестнуло всех присутствующих. Было заметно, что вид медленно летящего под облаками ВВА-14, приковавшего общее внимание, вызывал у людей, так много сделавших для создания этого самолёта, целый ряд самых разнообразных чувств. Думаю, что здесь было и радостное ощущение достигнутой победы над «темными силами», и осознание чрезвычайной важности происходящего как возможного старта нового направления в авиации, и приятное чувство удовлетворённости и гордости за свою личную причастность к большому делу, и, наконец, просто удовольствие от интересного зрелища.

А зрелище действительно было впечатляющим. До этого момента никто не видел самолёта ВВА-14 в таком ракурсе. И хотя все наблюдатели, давно работавшие над этим самолётом, привыкли к его необычным формам, вид снизу на высоко летящий самолёт производил совершенно неожиданное впечатление. По своему силуэту он не был похож ни на один из известных летательных аппаратов. С огромным, выдвинутым вперёд центропла-

ном с висящими по сторонам бортотсеками и гондолами боковых опорных стоек шасси, оттянутыми назад консолями крыла, разнесенным оперением и выступающими далеко вперёд носками фюзеляжа и бортотсеков, он напоминал скорее какое-то трёхглавое двуххвостое мифическое чудовище, распластавшееся в воздухе с поджатыми лапами. Недаром, после того, как ВВА-14 начал свои регулярные испытательные полёты и стал часто появляться над городом, таганрожцы прозвали его «Змеем Горынычем».

Все смотрели вверх. Самолёт, выглядевший очень солидным по сравнению с маленьким Бе-30, летящим на небольшом расстоянии от него, медленно и величественно проплывал над нашими головами. Казалось, что он, будучи живым существом, горд нашим общим интересом к своей персоне и воспринимает это, как должное (см. фото 11.2).



Фото 11.2

ВВА-14 в первом полёте с имитаторами баллонов ПВПУ

Уйдя на несколько километров за пределы города, ВВА-14 развернулся по большому кругу и, не снижая высоты, повторил заход над аэродромом. И вот, когда он, оставаясь по-прежнему объектом всеобщего внимания, снова появился над взлётной полосой, за ним вдруг возник какой-то непонятный дымный след. Почти одновременно с этим Ю.М. Куприянов доложил по радиации об отказе гидросистемы. Известие это мгновенно распространилось среди присутствующих, и на площадке, на которой до этого царил оживление, наступила настороженная тишина.

Момент был неприятный. Дело в том, что эта гидросистема была непосредственно связана с системой управления самолётом. На ВВА-14, из условий обеспечения силового векторного управления на режимах вертикального взлёта, было применено чисто бустерное управление всеми рулевыми поверхностями. С целью обеспечения надёжности бустеры были двухканальные, и каждый из них питался одновременно от двух автономных гидросистем №1 и №2. Выход из строя одной из них при условии нор-

мального состояния второй гидросистемы никак не нарушал работоспособности системы управления и никакой немедленной опасности для самолёта не представлял. Но всё зависело от причины отказа. Если отказ произошёл по причине какой-то системной ошибки в конструкции или в производстве, то возникала опасность возможного последующего отказа и второй гидросистемы, что привело бы к полной потере управляемости самолёта, т.к. никакой дополнительной резервной системы управления не было.

Такая мысль в тот момент пришла в голову и встревожила не только меня. Ко мне подбежал Л. Фортинов, который, как специалист по гидравлике, острее других чувствовал эту опасность, и стал настойчиво убеждать меня как можно быстрее посадить самолёт. Мои ссылки на назначение и роль дублирования не очень-то его успокоили. Оставшиеся 15 минут, которые были необходимы для завершения намеченной программы полёта, прошли в довольно напряжённом ожидании. Всё это время я чувствовал какой-то неприятный холодок «под ложечкой».

К счастью, произошедший отказ, благодаря выдержке и профессионализму Ю.М. Куприянова, никак не отразился на выполнении задания и его качестве. Завершающий этап этого полёта был выполнен командиром корабля так же безукоризненно, как и его начальная фаза. Снизившись с высоты, построив классическую посадочную «коробочку», самолёт зашёл на полосу с противоположной от нас стороны.

Чтобы лучше видеть посадку и зафиксировать особенности поведения самолёта в момент приземления, нужно было проехать в дальний конец лётного поля. Оттуда было видно, как мастерски Ю.М. Куприянов «притёр» самолёт к полосе в самом её начале. В отличие от обычных самолётов, которые после короткого выдерживания над полосой быстро опускаются на ноги шасси и дальнейшее движение производят на колёсах, у нашего самолёта после подхода к поверхности и до касания колёсами был большой участок движения над землёй на воздушной подушке. При этом касание колёсами было очень плавное, без явного, характерного для обычных самолётов парашютирования и с безударной постепенной передачей нагрузки на ноги шасси.

Закончив пробег приблизительно на двух третях длины полосы и зафиксировав его полной кратковременной остановкой, самолёт, не задерживаясь на полосе, энергично пробежал по ней до ближайшей к нам рулётки, свернул на неё и зарулил на свою рабочую площадку. Развернувшись на ней, самолёт, последний раз рыкнув своими двигателями, выключил их и замер на месте.

Первый полёт был успешно завершён. Произошедший отказ гидросистемы, так взволновавший наблюдателей, ничуть не омрачил их приподнятого настроения и хорошего впечатления от виртуозно выполненного полёта. Экипаж был встречен аплодисментами, рукопожатиями и поздравлениями.

В ходе разбора полёта Юрий Михайлович доложил следующее:

- «Взлёт выполнялся при боковом ветре 34 м/сек.
- Взлётный вес самолёта — 32т.
- Закрылки отклонены на 20° .
- На взлёте проявилось влияние экранного эффекта. Начиная со скорости 200 км/час, самолёт начал вспухать, вышел на воздушную подушку и закончил разбег уже практически без контакта с поверхностью. Отрыв произошёл при угле тангажа меньше расчётного ($\sim 5^\circ$ вместо 6° - 7°), на скорости около 245 км/час (вместо 270-280 км/час по расчёту).
- Длина разбега — 1200м.
- Уход от полосы плавный, без изменения угла тангажа. На высоте около 16 метров, на которой, очевидно, прекращается действие воздушной подушки (исчезает влияние близости земли) произошло небольшое изменений балансировки (самолёт ушёл на нос).
- Полёт выполнялся с выпущенным шасси. При наборе высоты небольшое подрагивание самолёта. Возможно, спутная струя за закрывками бьёт по горизонтальному оперению.
- Уборка и выпуск закрывков балансировку меняет незначительно, расход рулей при этом небольшой. При уборке ручку надо брать «от себя», при выпуске — наоборот.
- При изменении режима двигателей от малого газа до взлётного и обратно расход рулей на балансировку небольшой, и изменение балансировки плавное. Скорость нарастает и гасится тоже плавно.
- На всех проверенных в полёте режимах от разбега до скорости 330 км/час в горизонтальном полёте на высоте 2500 метров, при выпущенных и убранных закрывках и предкрылках, при разворотах, снижении и наборе высоты с изменением режимов работы двигателей от малого газа до взлётного самолёт устойчив, раскачки ни по одной из трёх осей не имеет, управляется нормально, нагрузки на рычагах управления и расходы рулей достаточные. Балансировочное положение ручки — на $2/3$ «на себя».
- Управление самолётом приятное, не строгое. Снижение после четвёртого разворота выполнялось на скорости ~ 240 км/час.

- При посадке опять проявилось влияние экранного эффекта. Из-за воздушной подушки, возникшей на выдерживании, самолёт «не хотел» садиться, и дистанция выдерживания при невмешательстве лётчика растянулась до 1300 метров.
- Приземление (опускание на основную ногу) произошло на скорости 210 км/час (вместо 240 км/час по расчёту), мягкое, с углом тангажа около 6° (вместо 8° - 9° по расчёту).
- Опускание передней ноги плавное, без вмешательства лётчика. Движение на пробеге устойчивое. Длина пробега около 600 метров.
- Двигатели на всех режимах работали устойчиво.
- Все системы функционировали нормально. Отказ гидросистемы №2 не повлиял на работоспособность системы управления и не отразился на выполнении полётного задания.
- Общая оценка самолёта положительная.»

По завершении разбора полета бригада приступила к послеполётному осмотру самолёта. Стояла задача определить, прежде всего, характер и причину отказа гидросистемы № 2.

Внешний осмотр показал, что хвостовая часть центроплана вокруг заднего нижнего люка и боковые поверхности хвостовых частей обоих бортов отсеков забрызганы гидросмесью. Этот факт, а также дымное облако, которое возникло за самолётом в момент второго прохода над аэродромом говорили о том, что отказ произошёл из-за потери рабочей жидкости в гидросистеме. После открытия заднего люка причина этой потери сразу прояснилась: одна из двух трубок, разводящих жидкость от насосов на двигателях через пилон к обоим бортовым отсекам, разрушена и отделилась от соединительного переходника.

Исследование трубки показало, что разрушение носит усталостный характер, а из наблюдения за состоянием этих трубок в процессе гонок двигателей выяснилось, что они очень сильно вибрируют. Стало ясно, что именно большие вибрационные нагрузки и были причиной разрушения. В результате более тщательной проверки в последующие дни удалось определить, что такой недопустимо высокий уровень вибраций объясняется совпадением частот пульсаций жидкости в трубках с частотой колебаний силового шпангоута и горизонтальной панели, к которой эти трубки закреплены. Такое совпадение частот было случайным. И тем не менее, стало ясно, что причиной опасного отказа стала всё-таки ошибка, допущенная ещё при проектировании. Нельзя было в зоне повышенных вибраций, какой является пилон двигателей и подпильная часть центроплана, выполнять гидропроводку в виде жёстких трубок. Мы обязаны были знать о потенци-

альной опасности такого решения или, во всяком случае, обязаны были заметить разрушительную вибрацию этих трубок в процессе многократных гонок двигателей ещё при наземных испытаниях. Эта ошибка могла быть роковой, могла привести к гибели ВВА-14 в первом же его полёте. Ведь была очень большая вероятность одновременного отказа и второй гидросистемы, т.к. обе отводящие трубки находились в одних и тех же условиях резонансной вибрации.

При мысли об этом холодели внутренности. К счастью, судьба и на этот раз пожалела наш самолёт. Всё обошлось благополучно, но где-то внутри осталась болезненная памятная зарубка.

Решение по устранению этого дефекта было очень простым — нужно было жёсткие трубки внутри пилона и на выходе из него заменить гибкими резиновыми шлангами. Когда это было выполнено, никаких вопросов на протяжении всех последующих лётных испытаний не возникало.

Хорошее начало лётных испытаний поднимало дух и внушало оптимизм. В этот день очень хотелось верить, что удастся довести до конца наш многострадальный проект.

Приехав в ОКБ, я, не став встречаться с А.К. Константиновым (о полёте должен был доложить Дыбин, с которым мы об этом договорились ещё на аэродроме), составил и отправил официальные телефонограммы о выполнении полёта в Главк и в лётное управление МАПа, а потом связался с Робертом Людвиговичем. Слушая мой рассказ об обстоятельствах и особенностях полёта, он реагировал на него неожиданно эмоционально, с несвойственным ему в обычных условиях темпераментом, постоянно перебивал меня вопросами и замечаниями, добиваясь самых мелких подробностей. Видно было, что решив не приезжать на первый вылет, Роберт Людвигович всё-таки с большим волнением ожидал его результатов. И это было понятно — ведь ВВА-14 был единственным поднявшимся в воздух самолётом, из созданных им за все последние 30 лет его конструкторской деятельности. Он с явным удовольствием принял поздравления с этой нашей первой промежуточной победой, а потом, в свою очередь, попросил поздравить и поблагодарить от его имени весь коллектив предприятия и особенно тех, кто непосредственно принимал участие в подготовке и проведении полёта.

Ну, а руководящая верхушка ОКБ, как обычно, открыто демонстрировала своё полное безразличие к очередному успеху бартиниевского проекта. Несмотря на то, что ВВА-14 был плодом четырёхлетнего труда всего коллектива, был основным официальным заданием последних лет и единственным са-

молётом, поднятым в воздух после Бе-30, ни А.К. Константинов, ни А.Н. Самodelков, ни К.И. Панин и ни один из их заместителей и начальников КБ не только не принимали участия в организации этого полёта, но даже не захотели присутствовать при его выполнении. Самолёт своим они так и не признали.

Это чувствовалось даже на традиционном для подобных случаев банкете, организованном после нашей с испытателями неформальной складчины, причем не ОКБ, а руководством серийного завода. Дав волю своим чувствам, подвыпившие противники ВВА-14 откровенно третировали его в своих спичах как досадную помеху, мешающую обоим заводам заниматься «настоящей авиацией».

Но самой интересной и во многом показательной реакцией на первый вылет самолёта ВВА-14 была реакция нашего министра. О ней рассказал Р.С. Король в мой очередной приезд в Москву.

В то время, когда мы готовили полёт, получали на него разрешение и выполняли его, П.В. Дементьев был в отпуске. После выхода на работу, узнав из доклада А.В. Болбота о том, что самолёт Бартини совершил свой первый полёт, министр неожиданно пришёл в такое возбуждённое и раздражённое состояние, в котором его ни Болбот, ни Король ещё никогда не видели. Он стучал кулаками по столу, бегал по кабинету, топал ногами и, не сдерживаясь, долго и возмущённо кричал, не стесняясь в выражениях, ругая Болбота и Короля за то, что они допустили это «безобразие». Оказывается, известие о полёте оказалось для министра полной и неприятной неожиданностью.

Значит, все-таки правда: по замыслу руководителей министерства и других, более высоких руководителей, ВВА-14 не должен был дойти до лётных испытаний. Но кто-то, где-то, что-то не досмотрел, а мы, построив первый экземпляр самолёта, доведя его до лётных испытаний и подняв в воздух, сами того не зная, перешагнули через какую-то запретную черту, чем сильно подвели нашего министра. В гневе П.В. Дементьев даже не скрывал своего явно негативного отношения к работам Роберта Людвиговича, желая как можно быстрее отделаться от них. Чего же можно было ожидать от министра, а значит, и от всего министерства в дальнейшем, кроме новых неприятностей.

Но, по крайней мере, все прояснилось: сопротивление выполнению нашего проекта будет нарастать, а негативная атмосфера вокруг него — сгущаться.

В этих условиях нужно было спешить. Нужно было, используя неожиданный для наших противников прорыв по выходу на лётные испытания, как можно быстрее и качественнее их провести.

Первый экземпляр самолёта, как мы знаем, предназначался для исследования новой аэродинамической и компоновочной схемы планера, а также для отработки принципиально нового взлётно-посадочного устройства (ПВПУ).

В связи с отставанием изготовления баллонов ПВПУ, самолёт вышел на испытания с имитаторами баллонов в их убранном положении, что обеспечивало полное соответствие полётной конфигурации боевого самолёта. В связи с этим изучение лётных характеристик первого экземпляра разделилось на два этапа:

- испытания с имитаторами ПВПУ;
- испытания с действующими ПВПУ.

В процессе испытаний с имитаторами, которые мы начали сразу же после первого полета, нам необходимо было:

- доказать жизнеспособность схемы, выявить её основные лётные особенности;
- изучить поведение самолёта на различных режимах полёта, отработать эти режимы;
- подтвердить и уточнить предполагаемые (расчётные) лётные характеристики;
- отработать методики управления самолётом;
- проверить и отработать самолётные системы и оборудование;
- получить фактические данные по нагруженности конструкции.

Исходя из этих задач, была составлена и программа испытаний. Она разделялась на отдельные полётные задания, расписанные по конкретным полётам. Средняя продолжительность типового испытательного полёта задавалась в пределах 55 минут — 1 часа 20 минут.

Цейтнот требовал очень жесткого графика. Все намеченные программой испытательные полёты разделялись на несколько групп, сформированных по принципу однотипности основных полётных заданий, а весь объём испытаний разделялся на несколько автономных рабочих циклов. В каждый такой цикл входили два этапа: сначала этап комплексной подготовки к группе однотипных полётов, а затем этап интенсивного их выполнения.

На этапе подготовки, длившемся 1-2 недели, обрабатывали материалы, полученные в предыдущем цикле испытаний, составляли дополнительные задания на предстоящие полёты, устраняли дефекты, обновляли ресурсы.

На этапе полётов каждого цикла (обычно, в пределах 10-15 дней) полёты выполнялись практически ежедневно по одному, а то и по два в день. Люди

работали напряженно и слаженно. Работая в таком режиме, мы смогли почти всю основную программу испытаний без ПВПУ выполнить за шесть рабочих циклов в течение девяти месяцев (в период с сентября 1972 года по май 1973).

В сентябре, после первого полёта, была сделана доработка вышедшей из строя бустерной гидросистемы, проведена ещё раз тщательная отработка и проверка всех систем и выполнен контрольный полёт с уборкой шасси, а начиная с октября, испытательная бригада приступила к регулярной работе.

В октябре был проведен первый рабочий цикл, в результате которого с 22 октября по 2 ноября было выполнено 8 полётов, в ноябре — второй цикл с 12-ю полётами в период с 14 по 30 ноября, потом — двухмесячная остановка (декабрь 1972г. — январь 1973г.) для проведения доработок и по причине плохой погоды, а с февраля — опять регулярные испытания: в феврале — 9 полётов в период с 13 по 24, в марте — 13 полётов в период с 12 по 25, в апреле — 12 полётов в период с 9 по 23, в мае — 7 полётов в период с 24 по 31 (см. график 11.1).

Всего за это время было выполнено 63 испытательных полёта с общим налётом 70 часов 20 минут.

В процессе этих полётов, в каждом из которых выполнялись основные полётные задания, а в комплексе с ними ещё и целый ряд дополнительных заданий, был выполнен практически весь объём испытаний, необходимых для объективной оценки лётных качеств и работоспособности конструкции нашего самолёта.

Полученные в этих испытаниях материалы позволили уже в ходе самих испытаний внести коррективы в некоторые расчётные параметры и изменить ряд полётных ограничений, предварительно наложенных на самолёт в связи с необычностью его аэродинамической и конструктивной схемы.

3

Мы получили ответы практически на все вопросы, поставленные перед лётными испытаниями первого этапа. Только прерванные и продолженные взлёты были невыполнимы на нашем аэродроме. Для таких сложных и опасных режимов, когда при взлётной скорости вблизи земли должен отключаться один из маршевых двигателей, необходима была существенно большая взлётная полоса.

Добавилось и желание Роберта Людвиговича показать самолёт ВВА-14 высшему руководству страны, да и самому увидеть свой самолёт в полёте.

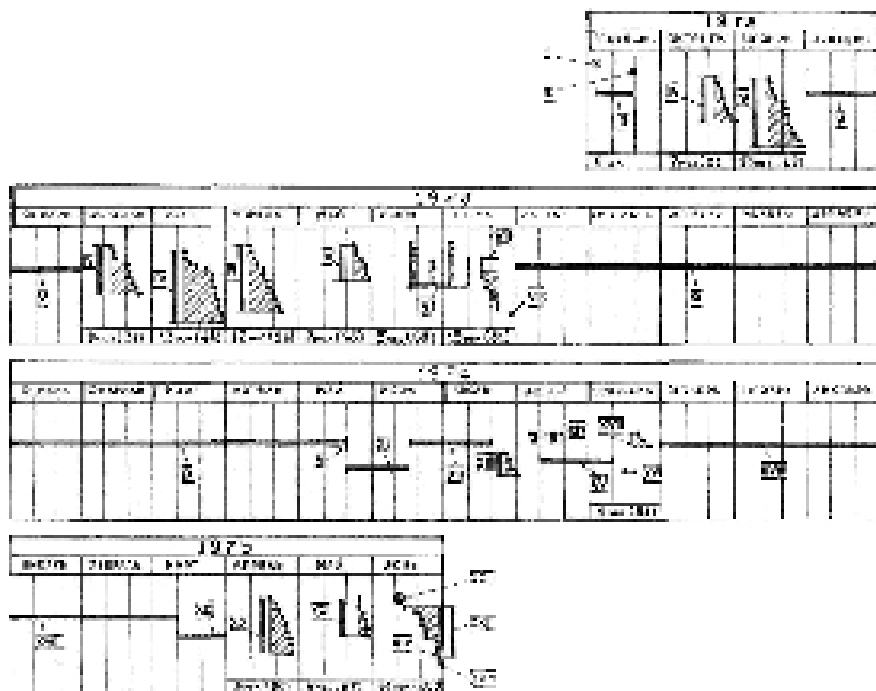


График 11.1

График фактического выполнения лётных испытаний первого экземпляра самолёта ВВА-14 (М1)

I — первый полёт; II — доработка бустерных гидросистем после отказа в первом полёте; III — контрольный облёт после доработок; IV — испытательные полёты по программе первого этапа; V — доработки по перечню и неблагоприятные метеоусловия; VI — перелёт в ЛИИ и испытания по прерванным и продолженным взлётам; VII — тренировочные полёты перед перелётом на заводской аэродром; VIII — перелёт на заводской аэродром; IX — перерыв на изготовление баллонов ПВПУ; X — получение двух боевых баллонов; XI — установка баллонов на самолёт и монтаж систем ПВПУ; XII — отработка систем, выпуск и уборка ПВПУ на земле; XIII — спуск на воду; морские испытания; IV — пробежки по заводскому аэродрому с полувыпущенными ПВПУ; XV — восстановление рабочей площадки на военном аэродроме; XVI — перелёт на военный аэродром; XVII — пробежки по бетону с полувыпущенными ПВПУ; XVIII — перерыв на изготовление АУП и дополнительного баллона; XIX — монтаж на самолёте АУП и нового баллона; XX — испытательные полёты по проверке и отработке АУП; XXI — полёты по выбору режимов и траекторий для выпуска ПВПУ; XXII — первый выпуск ПВПУ в полёте; XXIII — испытательные полёты с выпуском и уборкой ПВПУ в воздухе; XXIV — полёт с выпуском ПВПУ с отключенным АУП; XXV — последний перелёт на заводской аэродром.

Вот тогда и родилось решение перелететь на несколько дней на аэродром ЛИИ МАП, где была самая длинная из всех имевшихся в то время в Советском Союзе взлётно-посадочная полоса.

Полёты экспериментального, совершенно секретного самолёта над территорией страны потребовали санкций специальных органов, а также разрешения лётного управления МАПа и штаба ПВО. На их получение, а также на выбор и согласование маршрута ушли две первые недели июня.

Ради безопасности лететь было решено через Воронеж с промежуточной посадкой на аэродроме Воронежского авиазавода. Для обслуживания ВВА-14 была скомплектована оперативная техническая группа, её и средства обслуживания доставлял самолёт Ан-24 нашего лётного транспортного отряда. Для показа высокому руководству был изготовлен ряд демонстрационных планшетов.

Ранним утром 19 июня начался перелёт. Полёты до Воронежа, а потом от Воронежа до Москвы использовались для выполнения ряда дополнительных полётных заданий, уточняющих некоторые полученные ранее результаты.

Совершив в Воронеже промежуточную посадку на заводском аэродроме, наш самолёт произвёл настоящий фурор. Всё время до вылета на Москву он пользовался ажиотажным вниманием заводчан, которые буквально осаждали его стояночную площадку.

В ЛИИ нашего прилёта ожидали. По просьбе Роберта Людвиговича и с учётом предстоящей демонстрации самолёта высоким чиновникам нам была выделена престижная стоянка. Так же, как и в Воронеже, появление нашего самолёта вызвало большой интерес у работников института. Несмотря на то, что местная публика была привычна к различным авиационным новинкам, и её трудно было чем-нибудь удивить, все дни нашего пребывания в ЛИИ нашу стоянку постоянно посещали целые группы «экскурсантов».

Не остались равнодушны и администрация института и его аэродромные и технические службы. Наша бригада была обеспечена жильём и транспортом, по любой нашей просьбе беспрепятственно выделялась любая аэродромная техника, оперативно удовлетворялись наши заявки на выполнение полётов.

Трудности были другого рода. Организовывая экспедицию в ЛИИ, мы рассчитывали уложиться в 10 дней. Но длительное ожидание обещанного визита высокопоставленных чиновников затянуло ее на три недели. Ещё до прилёта ВВА-14 в Москву Роберт Людвигович попытался договориться о посещении нашего самолёта высшими руководителями страны, что было бы сигналом о поддержке авторов и разработчиков этой техники. Однако

всё, чего ему удалось добиться, — это согласия председателя Военно-промышленной комиссии Совета министров Смирнова. Нам подтвердили договорённость о посещении, но точную дату сообщить не могли. Поэтому мы должны были быть готовыми к приёму высокого гостя в любой день. Это сковывало наши действия по проведению намеченных испытаний. Приезд Смирнова многократно переносился, и состоялся только 9 июля, т.е. на двадцатый день нашего пребывания в ЛИИ.

В этой ситуации время на полёты по прерванным и продолженным взлётам нам приходилось выискивать между днями, когда по сообщениям секретариата ВПК было возможно ожидаемое посещение. В результате удалось выделить на эти испытания четыре дня: 26 — 27 июня и 3 — 4 июля.

В один из таких дней для наблюдения за полётами ВВА-14 мы с Робертом Людвиговичем проехали на КДП и поднялись на его верхнюю площадку, обращённую в сторону лётного поля. Сверху хорошо просматривалась вся пятикилометровая взлётно-посадочная полоса, раскинувшаяся под нами на удалении не более 100 метров. Находясь приблизительно на середине её длины, мы могли свободно наблюдать за всеми передвижениями и маневрами самолёта.

Так как Роберт Людвигович ещё не видел ВВА-14 в воздухе, мы договорились, что в этом полёте перед выполнением основного задания по прерванным и продолженным взлётам Ю.М. Куприянов продемонстрирует обычные взлёт и посадку, а также проход над полосой.

К моменту нашего появления на КДП самолёт с работающими двигателями стоял на ближайшей к полосе рулёжке, ожидая своей очереди. Когда мы вынесли на площадку стулья и устроились на них для наблюдения, ВВА-14, получив разрешение, уже выруливал на взлётную полосу.

Пробежавшись по полосе в одну и в другую сторону с остановками против КДП, самолёт занял стартовую позицию для взлёта специально для Роберта Людвиговича на таком расстоянии от начала полосы, при котором отрыв должен был произойти как раз в створе КДП. Продемонстрировав разбег с разгоном на воздушной подушке, самолёт взлетел с крутым набором высоты до 300 метров, убрав шасси и закрылки, развернулся, не уходя далеко от аэродрома, и прошёл на этой высоте над полосой, помахав нам крыльями. Совершив посадку с таким же расчётом, чтобы участок торможения на подушке пришёлся как раз в зоне расположения КДП, и Роберт Людвигович мог его как следует рассмотреть, самолёт развернулся после остановки и снова пробежал мимо нас, но теперь уже в самое начало взлётной полосы для выполнения прерванного взлёта.

По основному полётному заданию в этом полёте нужно было выполнить два прерванных взлёта с отключением в одном из них левого, а в другом правого двигателя, а потом выполнить один продолженный взлёт. Полёт, выполняемый при Роберте Людвиговиче, был вторым с таким заданием. Нам уже были известны параметры прерванного взлёта. Поэтому начало разбега Ю.М. Куприянов выбрал на таком расстоянии от КДП, чтобы основной этап торможения после отключения двигателя проходил на участке взлётной полосы, удобном для обзора с нашего наблюдательного пункта.

После выполнения двух прерванных взлётов, которые показали вполне приемлемые данные по размерам потребной взлётной полосы для безопасного использования первого и второго экземпляров нашего самолёта с колёсным шасси и взлётом «по-самолётному», самолёт совершил продолженный взлёт с выключением на взлётной полосе левого двигателя. Достаточная интенсивность разгона после отрыва и вполне приемлемая скороподъёмность при наборе высоты с одним двигателем, а также вполне нормальные условия балансировки и управления, которые самолёт продемонстрировал в этом полёте, показали возможность безопасного использования продолженного взлёта при отказе одного из двигателей. Запустив в воздухе выключенный двигатель и совершив нормальную посадку, самолёт закончил своё задание, ещё раз пробежал мимо нас в начало полосы и зарулил на стоянку.

Полёт закончился, а Роберт Людвигович всё сидел, глубоко задумавшись.

Незаметно наблюдая за ним в течение всего полёта, я видел, что это событие производит на него очень сильное впечатление, но реагирует он на него по-своему, «по-Бартиниевски». Роберт Людвигович был полностью поглощён происходящим на полосе и в воздухе и, как будто бы совсем отстранившись от окружающего, не замечал моего присутствия. Он сосредоточил на самолете всё своё внимание и до самого конца полёта не проронил ни слова. Но при этом — никаких эмоций, которых можно было бы ожидать. Перед ним было такое долгожданное живое воплощение его мыслей, его фантазии, его борьбы. Пусть лишь начальный этап, первая, небольшая и простейшая часть задуманного им и ещё далеко не завершённого грандиозного проекта, — но сама реальность этого полёта не могла не возбуждать в нём приятного чувства удовлетворения, которое он пытался тщательно прятать под маской сосредоточенности. Однако по тому, как эта сосредоточенность временами сменялась глубокой задумчивостью и даже какой-то полной отрешённостью, и как при этом хмурилось его лицо, было видно,

что наблюдаемый полёт является поводом одновременно и для каких-то горьких раздумий. А оснований для таких раздумий, как я знал, было у него более, чем достаточно.

За все 46 лет его поистине выдающейся конструкторской деятельности только четыре его самолёта получили возможность подняться в воздух! До 1936 года — это были самолёты «Сталь-6», «Сталь-7» и «ДАР», а потом, только через 36 лет — вот этот самолёт ВВА-14. И это при том, что за этот период им были разработаны десятки замечательных, уникальных, суперсовременных и во многом опережающих своё время проектов и предложений. Ни одно из них так и не получило практического воплощения. Да и проект ВВА-14, по-видимому, ожидает такая же печальная судьба, несмотря на то, что он может оказаться родоначальником совершенно нового направления в авиастроении.

Было много разных горьких мыслей, которые могли прийти в голову Роберта Людвиговича на вышке КДП. Наблюдая за ним, я почему-то был уверен, что в те минуты он жалеет о потерянных возможностях, о своей несправедливой судьбе и о непродуктивно прожитой жизни.

Но Бартини очень быстро справился с таким совершенно не свойственным ему состоянием, в котором я его ни до, ни после этого ни разу не видел. Когда самолёт, сойдя с полосы, заруливал на свою стоянку, он очнулся от своих размышлений, а пока мы спускались с вышки и подходили к автомобилю, стряхнул с себя задумчивость и угрюмость и превратился опять в привычного, спокойного и добродушного Бартини.

Больше на аэродроме ЛИИ он не появлялся вплоть до посещения ВВА-14 председателем ВПК. А ожидание этого посещения тянулось до конца первой недели июля. Наконец мы получили чёткие указания о встрече высоких гостей в понедельник 9 июля во второй половине дня.

В этот день мы с Робертом Людвиговичем приехали в ЛИИ часам к 11, чтобы ещё раз проверить нашу готовность к приёму и ещё раз прорепетировать предстоящую встречу. К 13-и часам самолёт и стояночная площадка были приведены в идеальный порядок, а вся наша немногочисленная команда — в режим напряжённого ожидания. Придавая этой встрече очень большое значение, Бартини довольно сильно волновался, что ему вообще-то было несвойственно.

Гости появились около 16 часов.

Кавалькада, состоящая из четырёх чёрных легковых автомобилей с правительственными номерами, направились сразу прямо к нашей стоянке. Вместе со Смирновым приехали Редькин, какой-то неизвестный мне

генерал-лейтенант авиации и несколько важных на вид незнакомых людей. Никого из нашего министерства не было.

Гости в сопровождении Роберта Людвиговича обошли вокруг самолёта, рассматривая его и слушая пояснения Главного конструктора, поднялись по трапу и по одному заглянули в кабину пилотов. Потом, собравшись возле планшетов, прослушали короткое сообщение Роберта Людвиговича и, не задавая никаких вопросов, как-то очень поспешно попрощались, сели в автомобили и уехали. Всё посещение заняло не более 30 минут. Никакого серьёзного разговора о причинах задержки нашей работы, о главном препятствии — отсутствии подъёмных двигателей и о нежелании нашего министерства их изготавливать, а также о дальнейшей судьбе всего проекта, на который рассчитывал и к которому готовился Роберт Людвигович, не получилось.

Может быть, неподготовленным людям было очень трудно в нашем первом экземпляре без подъёмных двигателей и без натуральных ПВПУ увидеть все те замечательные уникальные свойства, которыми должен был обладать боевой самолёт. Если бы мы показывали им не какой-то «недоделанный полуфабрикат», а самолёт, полностью оснащённый подъёмными двигателями и ПВПУ, да ещё с демонстрацией его, безусловно, зрелищного вертикального взлёта и посадки, или если бы у наших посетителей была развита техническая фантазия, и они могли бы представить всё это по рассказам Роберта Людвиговича, тогда, я уверен, отношение к нашему самолёту и реакция на увиденное была бы совсем иной.

Хотя, видя, как сухо разговаривал с Робертом Людвиговичем сам Смирнов, как он оставлял без внимания и ответа его просьбы и предложения, и как быстро, не став обсуждать никаких вопросов, уехал, можно было понять, что он и его спутники приехали с уже заранее сложившимся отрицательным мнением о самолёте и о его перспективе, и что их приезд чисто формальный.

Такой результат показа говорил о том, что помощи и от ВПК нам не будет, что в борьбе с нашим министерством по созданию подъёмных двигателей, с изготовителями ПВПУ и с руководством таганрогского ОКБ мы остались одни.

В ЛИИ нам больше нечего было делать. Нужно было возвращаться домой.

Перелёт в Таганрог состоялся 11 июля. Он, как и полёт в Москву, выполнялся с промежуточной посадкой в Воронеже. Эти полёты ещё входили в зачёт лётных испытаний, но на них и заканчивалась программа первого этапа.

Бетонная полоса учебного аэродрома нам была уже не нужна, а на самолёте предстояла большая доработка в связи с установкой, отработкой, назем-

ными и морскими испытаниями боевого комплекта ПВПУ, что можно было выполнить только в заводских условиях. Поэтому самолёт после возвращения из Москвы нужно было сразу перебазировать на территорию завода.

Был даже соблазн при перелёте из Воронежа в Таганрог посадить самолёт прямо на заводской аэродром. Но наш экипаж ещё не был готов к такой посадке.

Короткая грунтовая взлётно-посадочная полоса, ограниченная с одной стороны обрывистым берегом моря, а с другой — интенсивно функционирующим Петрушанским шоссе, тенденция нашего самолёта под влиянием воздушной подушки затягивать этап выдерживания, — требовали предварительной апробации предпосадочного манёвра. Поэтому мы вынуждены были посадить самолёт, прилетевший из Воронежа, опять на аэродром лётного училища.

Здесь, в дополнение к полётам, предусмотренным программой испытаний, и в порядке подготовки к перебазированию, в течение двух последних недель июля были организованы:

- два полёта по посадкам на грунтовую полосу с целью отработки оптимальной скорости приземления, управления самолётом при торможении на грунте и эффективности такого торможения;
- три полёта по отработке захода на заводской аэродром, в которых проверялись различные траектории захода как со стороны моря, так и с противоположной стороны;
- три полёта по точности приземления, в ходе которых также подбирались наиболее приемлемые поступательные скорости и скорости снижения на глиссаде.

Всего было выполнено восемь подготовительных полётов общей продолжительностью 2 часа 20 минут, а 30 июля был совершён последний пятнадцатиминутный полёт с посадкой уже на заводском аэродроме.

Зайдя со стороны моря и очень точно рассчитав приземление, Ю.М. Куприянов искусно «притёр» самолёт к земле у самой передней кромки полосы, быстро перевёл его на колёса, преодолев сопротивление воздушной подушки, и эффективно затормозив, остановил его на расстоянии 250-300 метров от конца полосы. Это было очень эффектное зрелище, продемонстрировавшее высочайший класс Юрия Михайловича. Развернувшись на полосе, самолёт уверенно пробежал по ней, свернул на лётное поле, подрулил к своей рабочей площадке и замер на ней, как потом оказалось, на долгие месяцы.

Таким образом, первый этап лётных испытаний был завершён.

В ходе этих испытаний были решены все задачи, которые ставились перед первым экземпляром самолёта в варианте с имитаторами ПВПУ.

В таблице 11.1 даны основные фактические лётные характеристики этого самолёта, полученные в процессе испытаний.

Таблица 11.1

Скорость максимальная на высоте Н=6000м	760 км/час
Скорость крейсерская	640 км/час
Скорость минимальная у земли	295-300 км/час
Практический потолок	8000-10000 км/час
Дальность полёта (при пересчёте на взлётный вес 70000 кг в конфигурации третьего экземпляра)	~4000 км

Полученные данные позволили сделать обоснованный вывод о том, что на всех режимах полёта самолёт ВВА-14 летает не хуже, чем обычные самолёты. А это значит, что совершенно необычная аэродинамическая и компоновочная схема планера, выбранная исключительно из соображений обеспечения эффективного вертикального взлёта с воды и с суши и этим придающая самолёту совершенно уникальные, невиданные ранее качества, не портит его аэродинамических характеристик и лётных свойств. Эти испытания доказали, что применение такой схемы даёт реальную возможность создать амфибию, способную решать свои боевые задачи при любой бальности моря, и в то же время обладающую такими же уровнями скорости, скороподъёмности, дальности полёта, устойчивости и управляемости, как и у самых современных сухопутных транспортных самолётов того времени. Проведенные испытания подтвердили лётные характеристики ВВА-14, заложенные в эскизном и техническом проектах. Первая задача, стоявшая перед экспериментальным самолётом, была выполнена.

Теперь нужно было решать вторую задачу — оборудовать самолёт боевым комплектом баллонов ПВПУ, смонтировать и отработать системы их выпуска и уборки и, проведя морские и лётные испытания самолёта по второму этапу, доказать жизнеспособность и перспективность такого принципиально нового взлётно-посадочного устройства, а также приемлемость лётно-технических характеристик самолёта с таким устройством.

Но у нас до сих пор не только не существовало законченного, пригодного к опытной эксплуатации «боевого» комплекта ПВПУ, который можно было монтировать на самолёт, но даже не был выполнен комплекс испытаний и отработки баллонов, без чего нельзя было изготавливать «боевые» образцы.

Самолёт пришлось законсервировать и надолго оставить на рабочей заводской площадке.

Первый этап лётных испытаний ВВА-14 совпал с началом коренных изменений производственной обстановки на заводе им. Димитрова и в ОКБ Константинова. Это же время оказалось переломным и в судьбе самолёта ВВА-14.

В середине 1972 года правительством было принято довольно странное решение о переводе Таганрогского завода, единственного в стране завода морской авиации, на серийный выпуск тяжёлого сухопутного самолёта Ту-142. Такое задание требовало глубокой реконструкции.

В связи с этим было запланировано строительство новых современных сборочного и агрегатного цехов, переоснащение станочного парка, укрепление инженерных служб, строительство бетонной взлётной полосы и другие мероприятия, направленные на расширение производственной базы и перевода завода на новый технический уровень. С конца 1972 года, продолжая выпускать небольшую серию самолётов Бе-12, завод начал запуск в производство технической документации на самолёт Ту-142, получаемой из ОКБ Туполева.

Со второй половины 1972 года наступили изменения и в ОКБ.

Если, начиная с 1969 года, единственным официальным заданием коллектива был самолёт ВВА-14, то, начиная с конца 1972 года, министерство стало привлекать Таганрогское ОКБ к выполнению новых официальных заданий.

Сначала это была помощь ОКБ Туполева путём направления в Москву больших групп конструкторов (до 200-250 человек) для участия в проектировании некоторых модификаций Ту-142, а с начала 1973 года — полностью самостоятельная разработка силами таганрогского ОКБ сразу двух больших заданий.

Первое из них — это ретранслятор для управления стратегическими силами ВМФ в открытом океане (заводской шифр «Орёл»), который проектировался на базе самолёта Ту-142М и получил наименование Ту-142МР. Второе — самолёт ДРЛО типа американского «Авакса», создаваемый на базе самолёта Ил-76 и получивший наименование «А-50».

Эти работы были очень объёмными, в течение 1973 года загрузили весь конструкторский коллектив и все лабораторные подразделения ОКБ, а потом, начиная с конца 1974 года, и большую часть мощностей опытного

производства. На ближайшие 5-7 лет эти работы полностью лишили Константинова возможности заниматься своими проектами гидросамолётов. ОКБ на многие годы потеряло свой уникальный профиль и творческую самостоятельность, превратившись в какое-то вспомогательное конструкторское подразделение, работающее на подхвате у маститых Генеральных конструкторов.

Константинов не решился перечить начальству, смирился с фактической потерей статуса самостоятельного Главного конструктора, ушел с головой в освоение новых задач.

Зато теперь он получил и формальные основания отказывать нам в конструкторском и производственном обеспечении, ссылаясь на недостаток мощностей. Главный конструктор Бартини постепенно вытеснялся из Таганрогского ОКБ и терял свою единственную и уже последнюю производственную базу.

Но главным фактором, определившим дальнейшую судьбу ВВА-14 и коренным образом изменившим направление работ по нему, было совершенно неудовлетворительное положение с подъёмными двигателями РД36-35ПР, без которых выполнение этого проекта было просто невозможным. Несмотря на все наши усилия, к началу 1973 года кроме рабочих чертежей этого двигателя, выполненных ещё в конце 1970 года, даже изготовление первого образца для стендовых испытаний не было закончено, а работы по постройке опытной партии двигателей для заводских испытаний и для второго экземпляра нашего самолёта не начинались. График, подписанный в своё время П.В. Дементьевым, не действовал. Время шло, но команды Колесову и директору Рыбинского завода о выполнении предусмотренных графиком работ из министерства не поступало.

Что без подъёмных двигателей создание ВВА-14 невозможно, было понятно всем. Поэтому сознательная, санкционированная министерством задержка постройки этих двигателей не могла означать ничего другого, как создание «объективных» условий для негласной отмены постановления ЦК КПСС и СМ.

Все многочисленные и настойчивые попытки повлиять на ситуацию, предпринимаемые Робертом Людвиговичем в тот период (неоднократные поездки в Рыбинск, рабочие встречи с Колесовым и директором моторного завода в 3-ем Главке, переговоры с заместителями министра Ворожбиевым и Кобзарёвым, несколько визитов к П.В. Дементьеву, письма в ВПК СМ, обращение в авиационный отдел ЦК КПСС) ничего не изменили. Стало очевидным, что подъёмных двигателей у нас не будет.

Когда мы окончательно поняли, что проект ВВА-14 гибнет, и что осуществить основную его идею (испытать и отработать режимы вертикального взлёта) нам уже ни при каких обстоятельствах не удастся, мы увидели свою задачу в том, чтобы попытаться довести до конца хотя бы те работы и исследования, которые уже были начаты и которые можно было выполнить без подъёмных двигателей. Мы обязаны были попытаться завершить изучение и проверку тех экспериментальных и конструкторских наработок, которые входили в проект ВВА-14 как его составляющие, но имели и вполне самостоятельную ценность для авиации.

Эти работы нужно было успеть сделать до полного закрытия темы. А для этого необходимо было каким-то образом задержать, затормозить уже начавшийся спонтанный процесс остановки работ по нашему самолёту. Нужно было во что бы то ни стало продлить действие уже, по существу, потерявшего смысл Постановления, придав ему немного другое значение, чтобы под его формальным прикрытием попытаться довести до ума оставшиеся работы.

И тогда Роберт Людвигович круто изменил свою тактику по отношению к самолёту ВВА-14.

Он предложил задачу создания принципиально нового амфибийного самолёта решать в рамках всё еще действующего Постановления, но другими техническими средствами, без применения специальных подъёмных двигателей. Дело в том, что вертикальный взлёт Бартини рассматривал только как один из нескольких возможных способов придания самолёту качеств безаэродромности и всепогодности, а наиболее перспективным и универсальным принципом обеспечения таких уникальных качеств (применимых и для различных других видов транспорта) он считал принцип так называемого бесконтактного движения над поверхностью. Вот одно из направлений этого принципа, а именно, поддувную газовую подушку, создаваемую под самолётом дополнительными двигателями, устанавливаемыми перед центропланом, Бартини и предложил исследовать на недостроенном самолёте ВВА-14 вместо отсутствующих подъёмных двигателей.

Идея использования эффекта близости поверхности при создании различных транспортных аппаратов привлекала Роберта Людвиговича с самого начала его конструкторской деятельности. Р.Л. Бартини всегда волновали проблемы повышения эффективности современных средств транспорта.

Широко распространённый массовый наземный транспорт (железнодорожный и автомобильный), обладая незначительными скоростями (в среднем не более 100-120 км/час) и грузоподъёмностью (особенно автомо-

бильный), требовал дорог (рельсовых, шоссейных, грунтовых), без которых был совершенно неэффективен. Строительство таких дорог и поддержание их в рабочем состоянии требовало огромных затрат, чем ограничивало географию использования этого вида транспорта. С одной стороны, во многих развитых странах значительная территория покрыта сетью автострад, многорусных путепроводов и железных дорог, многие города уже буквально опутаны асфальтовой паутиной, а с другой стороны, целые обширные районы земной суши, не имея никаких дорог, до сих пор остаются неосвоенными.

Водный транспорт (морские и речные суда), обладающий хорошей грузоподъёмностью, дальностью плавания и экономичностью, имеет совсем малые скорости хода (не более 60-70 км/час), зависит от погоды (от балльности моря) и привязан к ограниченному количеству специально оборудованных портов для погрузки и выгрузки, что снижает транспортную производительность и эффективность.

Сухопутные транспортные самолёты, обладающие большими скоростями (близкими к звуковым и даже сверхзвуковыми), практической всепогодностью и большой дальностью, ограничены по грузоподъёмности. Но главным их недостатком является их жёсткая зависимость от наличия аэродромов. Имея возможность с большой скоростью достигать практически любого района земной поверхности, эти самолёты могут приземляться для погрузки и выгрузки только в редких местах, где есть такие сложные и дорогостоящие сооружения, как современные аэродромы. Поэтому их участие в мировой транспортной системе сводится только к обслуживанию отдельных ограниченных маршрутов между большими городами.

Амфибийные самолёты в силу своей ухудшенной аэродинамики и меньшей весовой отдачи, обладающие меньшей скоростью, грузоподъёмностью и дальностью, чем сухопутные самолёты, но имеющие возможность в качестве посадочных площадок кроме сухопутных аэродромов использовать водную поверхность, ограничены погодными условиями. Даже самые крупные из этих самолётов могли взлетать и садиться на воду при волнении не более трёх баллов (высота волны до 1,25м), тогда как среднегодовая балльность мирового океана не ниже пяти баллов (высота волн от 2 до 3,5м).

Вертолёты (сухопутные и амфибийные), обладающие уникальными свойствами проходимости и способные приземляться и приводняться в любой точке земной поверхности, из-за особенностей своей конструкции существенно ограничены по скорости (не более 300 км/час), по дальности полёта (не более 800-900 км) и по грузоподъёмности. В силу этого их роль в глобальных транспортных перевозках очень ограничена.

Такое положение со средствами мирового транспорт, по мнению Роберта Людвиговича, мешает быстрейшему освоению и обустройству новых территорий, тормозит дальнейшее технологическое развитие общества, задерживает прогресс. Он считал, что уже пришло время начинать коренные изменения в этой области и что решение проблемы заключается в придании различным транспортным средствам нового поколения способности двигаться с большой скоростью на малой высоте над опорной поверхностью суши или воды без непосредственного контакта с этой поверхностью, используя при этом благоприятные особенности такого движения по созданию дополнительной подъёмной силы и увеличению аэродинамического качества. Наземные транспортные аппараты, обладающие такой способностью, могли бы, по мнению Роберта Людвиговича, получить частичную независимость от наличия дорог и их состояния, воздушные сухопутные аппараты — полную независимость от аэродромов, воздушные амфибийные аппараты — от погоды и состояния водной поверхности, а водные транспортные аппараты могли бы получить значительно большие скорости движения и всепогодность.

К поиску технического решения этой проблемы Роберт Людвигович подходил постепенно, издалека. Ещё в 1935 году, как мы уже говорили, в трудах НИИГВФ были опубликованы материалы по разработанной Р.Л. Бартини «аэродинамической схеме летательного аппарата для использования воздушной подушки и экранного эффекта, имеющего большой центроплан малого удлинения с боковыми шайбами». На протяжении последующих лет, наряду с разработкой своих многочисленных и разнообразных проектов, Роберт Людвигович работал над развитием и совершенствованием этой схемы, над изучением её особенностей и возможностей. Именно эта аэродинамическая и компоновочная схема в различных её размерностях и вариантах исполнения легла в основу всех его последующих разработок транспортных аппаратов, использующих принцип так называемого «бесконтактного движения». По мере изучения этой схемы выявлялись всё новые её особенности, дающие возможность получить уникальные качества таких аппаратов. Внимание к этой теме у Р.Л. Бартини всё время нарастало. А к началу 60-х годов идея создания таких транспортных средств захватила Роберта Людвиговича полностью и стала основным направлением его творческой конструкторской деятельности.

Работа над аппаратами, использующими эффект близости поверхности, шла одновременно в нескольких направлениях. Схема большого центроплана малого удлинения с боковыми шайбами в различных своих вариантах

позволяла, как оказалось, чрезвычайно эффективно использовать разные способы создания дополнительной подъёмной силы вблизи поверхности:

- статическую воздушную подушку, создаваемую подачей под центроплан сжатого воздуха от специальных вентиляторов или от компрессоров маршевых двигателей;
- динамическую воздушную подушку от скоростного напора набегающего потока;
- «поддувную» газовую подушку, создаваемую выхлопными струями специальных поддувных двигателей, расположенных перед центропланом;
- «подпорную» газовую подушку, которая образуется под центропланом от выхлопных струй подъёмных двигателей, установленных внутри центроплана.

Используя различные комбинации этих способов с разными конфигурациями центроплана и корпусов аппаратов, Роберт Людвигович за период с 1963 по 1974 год разработал целый ряд компоновочных схем и технических предложений по семейству аппаратов «бесконтактного движения», предназначенных для использования в воздушном пространстве, для движения над водной поверхностью и над сушей. К этому семейству относились:

- несколько типов дозвуковых вертикально-взлетающих самолётов (сухопутных или амфибийных), использующих при взлёте и посадке в качестве источника дополнительной подъёмной силы «подпорную» подушку (в их числе и самолёт ВВА-14);
- дозвуковые сухопутные или амфибийные самолёты, использующие «поддувную» подушку и экранный эффект для бесконтактного разбега и пробега при взлёте и посадке (условное название — «экранолёты»);
- экранопланы, осуществляющие экранный полёт с большими скоростями (до 500-600 км/час) над водной поверхностью и использующие «поддувную» подушку для разгона и выхода на экранный режим, а также для остановки;
- амфибийные аппараты неограниченной проходимости, использующие при движении с небольшими скоростями (120-180 км/час) над спокойной водной или равнинной земной поверхностью комбинацию статической воздушной подушки с «поддувной» газовой подушкой (условное название — «экраноходы» и «экрановозы»);
- монорельсовые поезда, вагоны которых, имеющие крыльевую профилировку, движутся по эстакаде со скоростью до 300 км/час без колёс на воздушной подушке, нагнетаемой под днище вагонов скоростным на-

пором набегающего потока через специальные воздухозаборники. При этом частичное снятие нагрузки на подушку и эстакаду от веса состава и инерционных сил производится аэродинамической подъёмной силой корпуса вагонов и дополнительной системой решётчатых крыльев малого удлинения (условное название — «аэроходы»).

По ходу работы над этими аппаратами складывалась стройная система транспортных средств нового поколения, т. н. «глобальная транспортная система Бартини», которая, могла основательно улучшить всю транспортную ситуацию на земном шаре.

Однако Роберт Людвигович очень хорошо понимал, что решить эту грандиозную задачу в наше время и с нашими возможностями нереально. Поэтому, работая с 1963 года над экспериментальным самолётом ВВА-14, над другими вариантами вертикально-взлетающих самолётов, над проектами «экранопланов», «экранолётов» (которыми он вплотную занялся с 1972 года и о которых мы ещё подробно поговорим), над схемами «экраноходов», «экрановозов» и «аэроходов», которым он уделял особенно много времени в последние годы жизни (1973-1974г.г.), Р.Л. Бартини ставил своей целью не сиюминутное создание серийных аппаратов нового типа, а выработку основных принципов их построения, определение возможных конструктивных и компоновочных решений и особенностей этих аппаратов, создание теоретического, экспериментального и конструкторского задела. Будучи абсолютно уверенным в том, что обязательно придёт время, созреет обстановка, появится острая необходимость и возможность для создания и широкого внедрения таких транспортных средств, Роберт Людвигович готовил базу для будущих работ в этом направлении.

Предложение Бартини использовать недостроенные экземпляры самолёта ВВА-14 для изучения и отработки новой технической концепции амфибийного самолёта, обеспечивающей его всеаэродромность и всепогодность, но без применения специальных подъёмных двигателей, с одной стороны, действительно формально тормозило закрытие темы ВВА-14, а с другой — давало ему возможность в рамках этого же Постановления провести работы по исследованию совершенно нового направления в авиации.

По этому предложению предусматривалось переоборудование первого экземпляра самолёта после окончания его испытаний по второму этапу (с ПВПУ) в летающий экспериментальный стенд для исследования в натурных условиях эффекта поддува, а также выполнение ряда модельных и стендовых параметрических исследований этого эффекта.

И это предложение было рассмотрено и одобрено на НТС МАП. По решению министерства, принятому в середине 1973 года, мы получили возможность закончить лётные испытания первого экземпляра, а также официальное разрешение провести полный цикл испытаний с ПВПУ. Были установлены новые сроки на получение баллонов ПВПУ, на монтажи и отработку ПВПУ на самолёте и на проведение морских и лётных испытаний. Вместе с этим у нас появился некоторый резерв времени для завершения сборки второго экземпляра и окончания проектирования системы векторного управления, этих наиболее интересных и важных из всех неоконченных работ.

Формально смысла в окончании постройки второго экземпляра, предназначенного для демонстрации и отработки собственно режимов вертикального взлёта и посадки, как и в необходимости завершения проектирования векторного управления — уже не было. Но мы сочли настоящим преступлением просто бросить все уже вложенные затраты труда, ресурсов и идей без результата. К тому же, у нас в то время ещё были реальные возможности выполнить эти работы.

Новые задания, полученные Константиновым в 1973 году, полностью загрузили те конструкторские подразделения ОКБ, которые занимались каркасными работами (КБ-2), спецсистемами (КБ-3) и оборудованием (КБ-7). А такие подразделения, как отделы управления, гидравлики (КБ-5) и силовых установок (КБ-1) были в тот период ещё мало загружены и могли безболезненно продолжать заниматься разработкой векторного управления.

Такая же ситуация была и с постройкой второго экземпляра самолёта. Свободное ещё от новых заданий опытное производство весь 1973 год и начало 1974 года тоже по инерции продолжало его сборку. Вяло, со сбоями, но самолёт, стоящий в сборочном цехе, обрастал новыми системами и устройствами, необходимыми для вертикального взлёта, приобретал законченный вид.

Даже без подъёмных двигателей этот экземпляр, как объект эксперимента, представлял большой интерес. На нём была смонтирована оригинальная, не имеющая аналогов система входных и выходных устройств подъёмной силовой установки, предназначенная для создания нормальных условий подачи воздуха в двигатели и отвода выхлопных газов на всех переходных режимах полёта. Не имея подъёмных двигателей, но обеспечив полёт этого экземпляра «по-самолётному», мы могли бы проверить и отработать эти устройства на одних из самых ответственных и опасных предпосадочных режимах, когда створки воздухозаборников и нижние створки

уже открыты, а двигатели ещё не работают перед своим запуском, и на послевзлётных режимах, когда двигатели уже выключаются после разгона, а створки ещё открыты. Именно на этих режимах, когда подсоса от двигателей нет, и условия на входе в двигательные шахты формируются только входными устройствами, наиболее сложно обеспечить равномерное поле скоростей и давлений перед каждым из двигателей. Установив на самолёт вместо отсутствующих подъёмных двигателей их имитаторы (неработающие макеты) и замеряя скорости и давление воздуха на входе и выходе в каждой шахте, а также на входе в маршевые двигатели, можно было бы отработать именно эти режимы, изучить поведение самолёта в процессе открытия и закрытия створок воздухозаборников и нижних выхлопных устройств в полёте, определить аэродинамические характеристики самолёта при открытых створках, выяснить влияние створок на работу маршевых двигателей, понять закономерности прососа воздуха через неработающие двигатели, довести в процессе испытаний конструкцию входных и выходных устройств и их механизмов для обеспечения равномерного подвода воздуха во все двигатели.

Это дало бы богатейший научный материал для будущих проектов.

Мы обязаны были попытаться использовать такую возможность.

То же самое можно было сказать и о векторной системе управления. Нужно было бы довести всю работу по ней до какого-то логического конца, превратив все имеющиеся теоретические, экспериментальные и конструкторские заделы хотя бы в комплект рабочих чертежей. Эта система, тоже не имеющая аналогов, объединяющая в единый управляющий комплекс аэродинамические средства управления (рулевые поверхности) с силовыми (групповое манипулирование величиной и направлением векторов тяг подъёмных двигателей) привязывалась к конструкции конкретного самолёта ВВА-14. Но её концепция, принцип объединения разнотипных методов управления, схема функционирования и целый ряд оригинальных, разработанных на уровне изобретений, кинематических устройств и механизмов представляли безусловный интерес для авиационных специалистов различного профиля и могли иметь очень широкий диапазон применения.

Учитывая все эти обстоятельства, мы поставили перед собой конкретную задачу: наряду с выполнением официально санкционированных работ по испытаниям ПВПУ на первом экземпляре продолжить, по возможности, работы по проектированию векторного управления, а также, пользуясь ещё небольшой загрузкой опытного производства и совсем не загруженного новыми заданиями ЛИКа, попытаться закончить сборку второго экземпляра

в комплектации под вертикальный взлёт (кроме подъёмных двигателей и векторного управления), подготовить его к полётам «по-самолётному» и провести на нём серию испытаний с имитаторами подъёмных двигателей.

С этой целью КБ-1 было выдано задание на проектирование таких имитаторов и на их установку на самолёт. Имитаторы должны были представлять собой металлические макеты двигателей, воспроизводящие натурные размеры, форму и пропускную способность их воздушных каналов.

Рабочие чертежи на имитаторы и на их установку в двигательных шахтах были довольно оперативно выполнены, запущены в опытное производство, а работы по их изготовлению и монтажу на самолёт были включены в планы цехов и в график сборочных работ.

Все эти события, происходившие в конце 1972 года — начале 1973 года, существенно ухудшив положение с нашими работами и полностью лишив их перспективы, в то же время несколько ослабили ту враждебную напряжённость, которая создавалась руководством ОКБ. Константинову теперь было не до нас. Поредели и ряды наших прямых оппонентов в ОКБ: в 1973 году почти одновременно ушли на пенсию директор А.Н. Самоделков и главный инженер К.И. Панин. Новым директором стал И.Е. Есауленко, бывший первый секретарь Таганрогского горкома КПСС, а главным инженером — В.Е. Репунов, который до этого работал начальником опытного производства. Оба — не поклонники, но и не враги Бартини. К этому времени также почти полностью отошёл от дел, потеряв влияние на Константинова, его заместитель и один из самых рьяных недоброжелателей Роберта Людвиговича, Г.С. Тришкин. Тягостная, враждебная обстановка, нагнетаемая все эти годы, немного разрядилась.

Это дало нам возможность провести и успешно закончить лётные испытания первого экземпляра без ПВПУ. Мы сами решали все организационные и технические вопросы, контактируя непосредственно с конструкторскими отделами, подразделениями производства и ЛИКа и встречая с их стороны вполне благоприятную реакцию.

2

Закончивший первый этап лётных испытаний первый экземпляр самолёта ВВА-14 стоял на своей заводской стоянке и ожидал монтажа баллонов и систем ПВПУ.

Ещё в конце 1971 года, когда стало ясно, что изготовление баллонов заводом «Резинотехника» очень сильно отстает, и что на выполнение всей ранее

намеченной программы исследования и доводки ПВПУ у нас не хватит ни времени, ни сил, было принято решение максимально упростить эту задачу.

Мы отказались от изготовления стенда № 36, который по требованию макетной комиссии должен был представлять собой натурный бортотсек со всеми системами уборки и выпуска баллонов и испытываться сначала в трубе Т-101 ЦАГИ, а потом на подвеске под вертолёт, а стенд для ДКБА решили выполнить без самолётных систем уборки и выпуска. Оба эти стенда по трудоемкости были сравнимы с изготовлением почти целого самолёта, и для нас уже были «не по зубам». Нужно было разрубить этот «гордиев узел». Отказываясь от предварительной проверки и отработки на стендах всех неизученных режимов, перенося их исследование непосредственно на самолёт, мы рисковали благополучным завершением испытаний и брали на себя полную ответственность за обеспечение безопасности экипажа и самолёта.

Но у нас не было другого выхода, т.к. в сложившихся обстоятельствах только таким путём можно было, обойдя препятствия, доказать жизнеспособность нового взлётно-посадочного устройства. Выбранный нами рискованный путь требовал тщательной подготовки и очень осторожного подхода к выполнению каждого из этапов проверки, отработки и испытаний ПВПУ и самолёта. Мы хорошо это понимали и были к этому готовы.

Выполнение упрощённой программы отработки ПВПУ началось по мере изготовления стендов и приспособлений для испытаний, которые также очень отставали от намеченных сроков, и по мере получения опытных баллонов.

Первый баллон для кинематического стенда ДКБА был изготовлен вместо марта 1971 года по графику только в феврале 1973 года, а отработка его на упрощённом стенде началась только в середине этого года. Такая же ситуация сложилась и с копровыми и статическими испытаниями баллонов. Баллон для копровых испытаний был изготовлен в мае 1973 года (вместо апреля 1971 года), а сами испытания смогли начаться только в августе. Баллон же для статических испытаний был изготовлен в августе 1973 года (вместо августа 1971 года), а испытания начались только в октябре.

Прочностные статические испытания проводились на заводе им. Димитрова в его статической лаборатории. Испытания такого необычного экзотического объекта, каким являлся шестнадцатиметровый эластичный надувной баллон диаметром 2,5 метра, проводились впервые в авиационной практике, и не имея, аналогов, потребовали от специалистов лаборатории истинно творческого подхода и изобретательности. Им пришлось

разрабатывать оригинальную схему и методику испытаний, создавать специальный комплекс испытательных устройств и приспособлений, а также нестандартную схему нагружения.

На силовом полу лаборатории был смонтирован ферменный постамент, верхняя часть которого имитировала по размерам и форме нижнюю часть самолётного бортового отсека в перевёрнутом вверх дном положении. Испытываемый баллон, оснащённый всей необходимой арматурой, но без стрингеров, укладывался на постамент тоже в перевёрнутом положении и закреплялся к нему по всей периферии днища крепёжными гребнями. К каждому из шести отсеков подводился сжатый воздух, в каждом из них устанавливались датчики давления и температуры. На бортовой поверхности баллона наносилась сетка линий для наблюдения за характером его деформации в процессе нагружения. Над баллоном были подвешены три автономные силовые платформы (передняя, средняя и задняя), имитирующие землю. При помощи этих платформ, соединённых с системой силовых гидроцилиндров, осуществлялось нагружение баллона. Возможность автономного перемещения каждой платформы по вертикали и изменение углов их наклона в продольном и поперечном направлении позволяла воспроизводить как все расчётные случаи нагружения баллонов, так и любые возможные эксплуатационные случаи (посадка с боковым сносом, посадка с дифферентом на нос, с дифферентом на хвост и т.п.). Манипулируя положением платформ, можно было проводить нагружение определённых групп отсеков или даже одинарных отсеков. В процессе испытаний для каждого из случаев нагружения фиксировались величины и направления вектора нагрузки, характер и величина деформации баллона, давление внутри баллона, определялись зависимости деформации баллона от времени и величины нагружения, зависимости давления внутри баллона от его деформации, проводились расчёты энергии, поглощаемой баллоном в процессе его деформации под нагрузкой. После каждого нагружения контролировалось состояние баллона на предмет его целостности.

Испытания проводили специалисты лаборатории статических испытаний завода им. Димитрова при участии работников аналогичной лаборатории ОКБ, а также прочнистов ОКБ и ДКБА. Они шли быстро и очень организованно. В течение октября и ноября 1973 года вся программа испытаний было выполнена. К концу ноября мы уже имели обработанные результаты.

Баллон выдержал все расчётные нагрузки, подтвердив как общую прочность оболочки, так и местную прочность элементов соединения отсеков, их крепления к каркасу, заделки арматуры и т.п. В процессе испытаний

было получено экспериментальное подтверждение ранее спрогнозированных Главным конструктором и заложенных в проект высоких амортизационных свойств и очень большой энергоёмкости ПВПУ, выявлены основные факторы, формирующие такие уникальные качества.

Небольшой ход классических гидравлических амортизаторов обычного колёсного шасси, ограниченный особенностями и возможностями их компоновки и конструкции, и многократное увеличение давления в амортизаторах по мере их обжатия под нагрузкой делает их очень жёсткими. Это неизбежно приводит к значительным перегрузкам при посадке самолёта.

В отличие от колёсного шасси эластичный баллон под такой же внешней нагрузкой может, как оказалось, проседать на значительно большую величину, деформируя своё сечение из круглого в овальное. Такая деформация при просадке в пределах $1/5$ диаметра (~ 500 мм) практически не изменяет площади сечения баллона. При дальнейшем обжатии овальность сечения увеличивается, сечение приобретает всё более «приплюснутый» вид, но благодаря эластичности и упругости оболочки баллона изменение площади сечения остаётся очень незначительным.

На фото 12.1; 12.2; 12.3 показаны три этапа нагружения переднего отсека баллона в процессе статических испытаний (один из нормируемых случаев нагружения) вертикальной силой, составляющей соответственно 10%, 30% и 67% от расчётной нагрузки.

Можно видеть величину и характер деформации баллона, изменение формы сечения по мере увеличения нагрузки, переход от круга ко всё более растянутому овалу. При этом видно, что площадь деформированного сечения мало меняется.

А на фото 12.4 показан один из моментов испытаний в ДКБА модели баллона. Описываемый случай соответствует посадке с боковым сносом и перегрузкой в центре тяжести самолёта, равной $n_{\text{экс}} = 2,5$. На снимке видно, что при нагружении баллона одновременно вертикальной и боковой силой, баллон «сползает» в сторону от бортового отсека, его сечение приобретает форму, близкую к горизонтально лежащей восьмёрке, но площадь этого сечения опять изменяется мало.

Такая неизменность площади сечения при деформации, а следовательно, и постоянство его объёма, приводят к тому, что, деформируясь и проседая на значительную величину под внешней нагрузкой, баллон сохраняет своё внутреннее давление, напрямую зависящее от объёма, практически постоянным. Это подтверждается и практическими замерами давления в процессе испытаний.

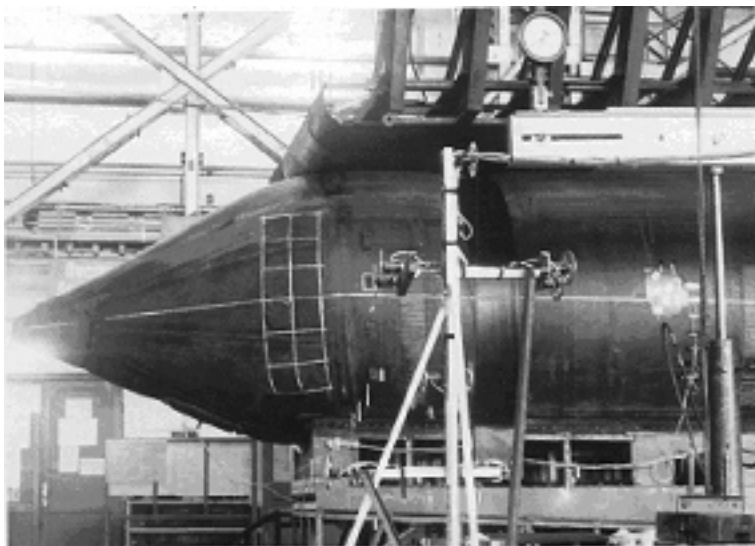


Фото 12.1а

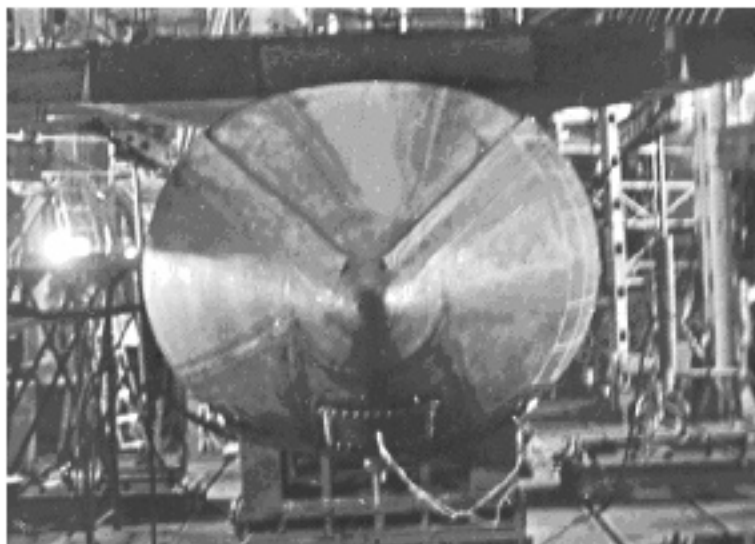


Фото 12.1б

Статические испытания баллона ПВПУ 10% вертикальной нагрузки

а — вид сбоку; б — вид спереди.

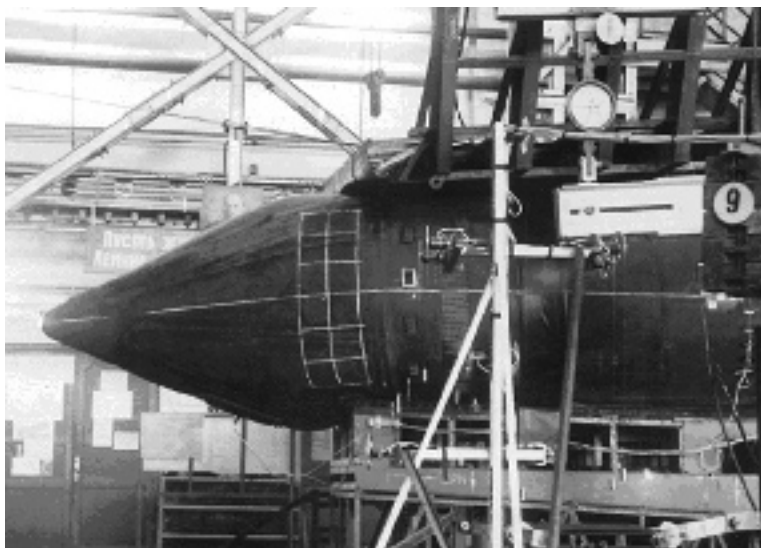


Фото 12.2а

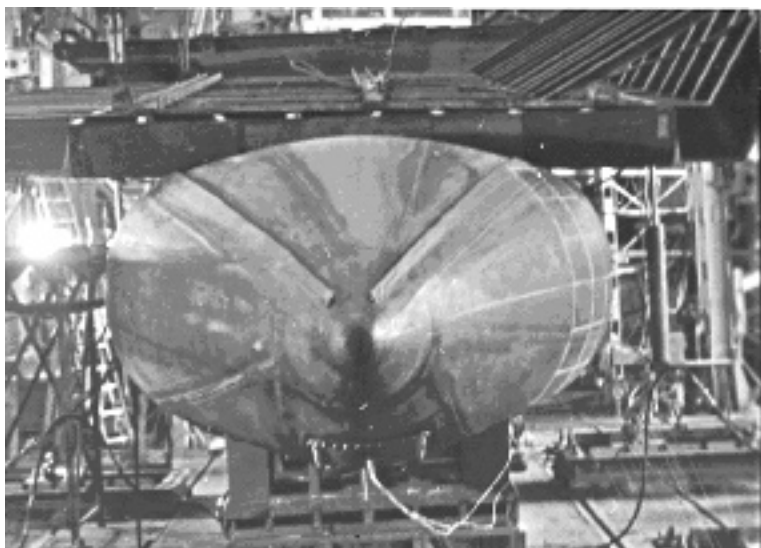


Фото 12.2б

Статические испытания баллона ПВПУ30% вертикальной нагрузки

а — вид сбоку; б — вид спереди

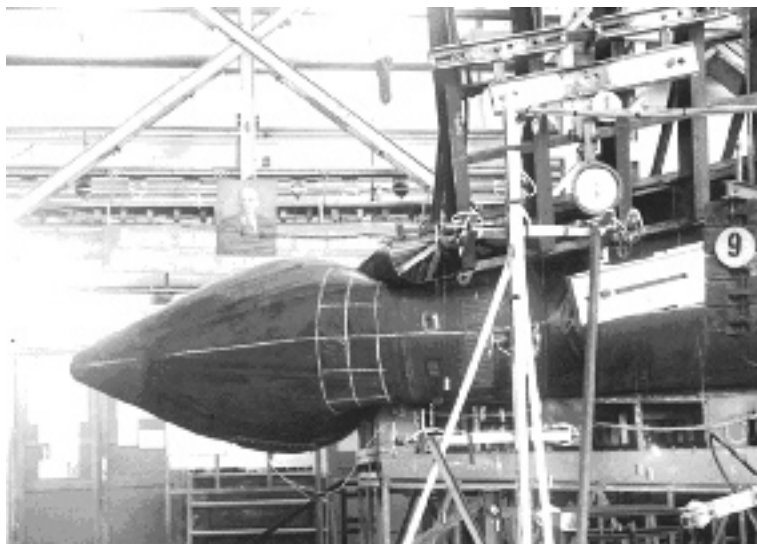


Фото 12.3а

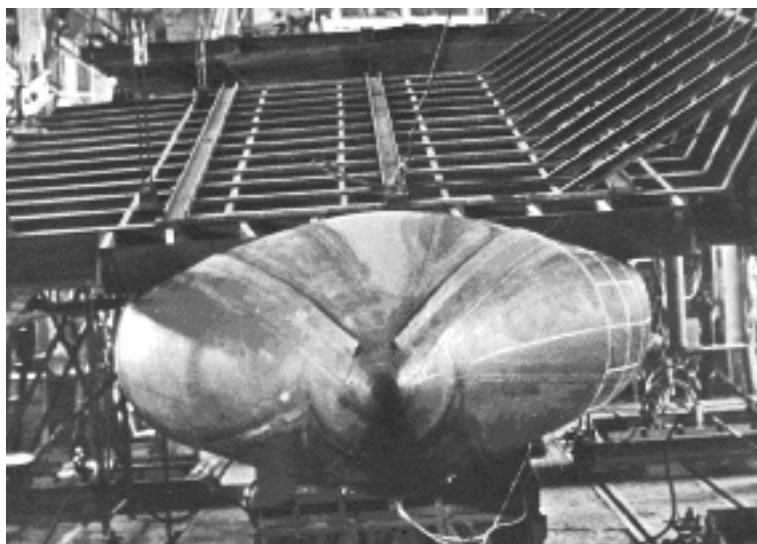


Фото 12.3б

Статические испытания баллона ПВПУ 67% вертикальной нагрузки

а — вид сбоку; б — вид спереди

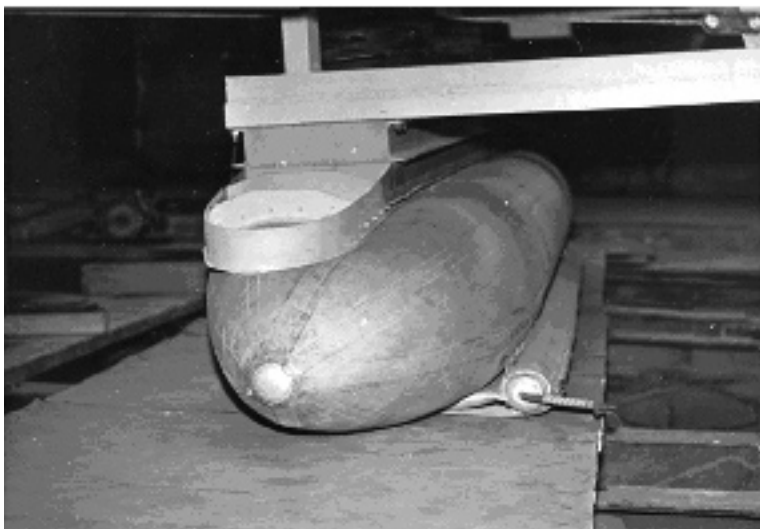


Фото 12.4а

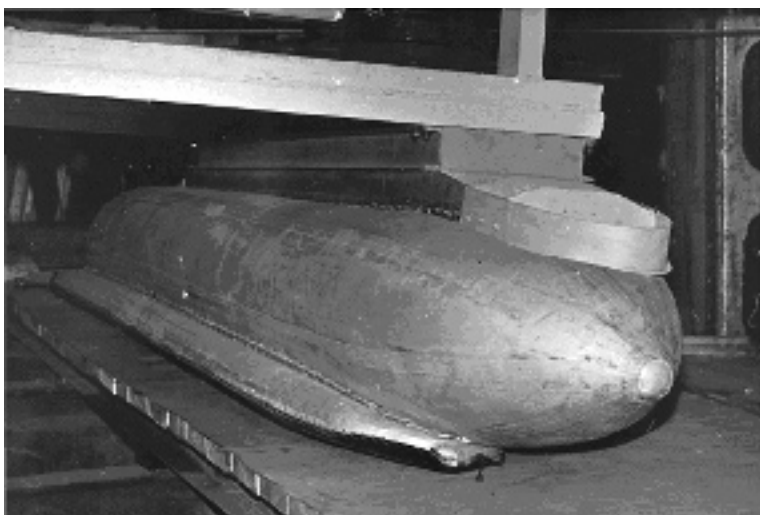


Фото 12.4б

Модель баллона.

Случай бокового удара при посадке с $n_{\text{экс}} = 2,5$

а — вид спереди; б — вид сзади

Именно этой особенностью объясняется чрезвычайная мягкость амортизации ПВПУ, а причиной и источником необыкновенно высокой энергоёмкости баллонов, подтверждённой в ходе испытаний, является необычный характер зависимости усилий сопротивления баллонов от величины их деформации. Проведенные расчёты показали, что работа, которую выполняет сила сопротивления двух баллонов при их деформации от приложения расчётных нагрузок, на несколько порядков (!!!) превосходит нормируемую кинетическую энергию нашего самолёта на посадке. Такая огромная энергоёмкость ПВПУ (неизмеримо большая, чем у любого колёсного шасси) и его очень высокие амортизационные качества должны были обеспечить практически полное отсутствие перегрузок ВВА-14 при посадках как на сушу, так и на воду, на что с самого начала и рассчитывал Роберт Людвигович при закладке весовых параметров самолёта.

Результаты статических испытаний, в ходе которых проявились такие необычные свойства баллонов, превзошли все наши ожидания. Проводимые в Подмоскowie копроовые испытания, в процессе которых проверялась и отработывалась динамическая прочность баллона, подтвердили его необыкновенно высокие амортизационные свойства.

В процессе испытаний и отработки баллона на кинематическом стенде ДКБА изучались особенности деформации баллона в процессе складывания и наполнения, характер складкообразования его оболочки, влияние на характер деформации при складывании внутренних диафрагм, поперечных клееных стыков, местных усиления оболочки под крепление тросов и стрингеров и т.п.

Испытания показали, что эластичная оболочка и конструкция стыков и усиливающих элементов обеспечивает образование мягких складок при плотном пакетировании сложенного баллона, а при выпуске баллона — полное распрямление всех складок без всяких следов зажима на перегибах оболочки. Эти испытания продемонстрировали способность баллонов в сложенном состоянии вписываться в отведённое для них ограниченное пространство под днищем бортов отсеков и восстанавливать свою форму при наполнении без каких-либо остаточных явлений, т.е. продемонстрировали полную пригодность баллонов к предусмотренной проектом самолёта трансформации. Уникальные по размерам и по конструкции баллоны обладали и уникальными свойствами, по всем параметрам превышавшими заданные требования.

Успешное завершение испытаний было сигналом к изготовлению боевого комплекта баллонов для установки на самолёт.

Боевой комплект баллонов мы получили только 20 мая 1974 года (вместо октября 1971 года по первоначальному графику и вместо ноября 1973 года по последнему решению министерства). К этому времени мы уже были готовы к установке их на самолёт, и давно ожидаемые баллоны сразу же пошли в работу.

Ещё при сборке первого экземпляра самолёта на нём были смонтированы:

- система наполнения баллонов с эжекторами, воздухозаборниками, подводящими трубопроводами;
- система уборки и выпуска с силовыми цилиндрами, подвижными штангами, неподвижными и подвижными траверсами, системой роликов;
- гидросистема питания силовых цилиндров;
- пневмоцилиндры подтяга с системой роликов и гермовводов;
- пневмоэлектрическая система управления комплексом и система сигнализации.

Но так как тогда баллонов ещё не было, то на самолёт не были и не могли быть поставлены ни троса уборки-выпуска, ни троса подтяга, и все смонтированные системы были не задействованы, а следовательно, были не проверены и не отработаны. Теперь вместе с установкой баллонов нужно было закончить монтаж всех этих систем, выполнить индивидуальную проверку их работоспособности и приступить к отработке всего комплекса.

Самолёт, который в ожидании баллонов целый год простоял на открытом воздухе в законсервированном виде, был приведен в рабочее состояние и подготовлен к монтажу. Всю работу по установке баллонов и наземному этапу испытаний мы вынуждены были проводить на рабочей площадке, т.к. в сборочном цехе опытного производства места для этого уже не было. ВВА-14 был вытеснен из него серийными Бе-12, в свою очередь «изгнанными» из родных цехов «гостем» — Ту-142.

Выполнение монтажных и наладочных работ на открытой площадке, безусловно, усложняло нашу задачу. Но так как другого варианта не было, нам ничего не оставалось, как приступить к работе, надеясь, что погода, которая в это время года в Таганроге обычно бывает сухой и тёплой, нас не подведет.

Баллоны поступили к нам в разобранном виде, уложенные по частям в несколько ящиков.

Наша работа началась со сборки и подвески баллонов на бортотсеки. Нужно было корпус баллона, склеенный из шести отсеков, соединить через тканевые лямки при помощи нижних центральных и законцовочных стрингеров с усиливающим днищем; установить на корпус средние центральные и законцовочные стрингеры, соединить жёсткими муфтами части центральных стрингеров друг с другом и через тканевые шарниры с законцовочными стрингерами установить на нижние центральные стрингеры узлы для крепления тросов уборки-выпуска, а законцовочные стрингеры соединить с законцовочными узлами.

Работой этой руководил ведущий конструктор ДКБА по проектированию наших баллонов Р.Е. Гольберг. Сборка баллонов производилась по очереди на специально изготовленных для этого и соединённых в единую сцепку неподвижных столах-ложементах, имеющих регулировку по высоте, на которых корпус баллона в сдутом состоянии вместе с усиливающим днищем раскладывались во всю их шестнадцатиметровую длину.

Для крепления собранного баллона на бортотсеках самолёт устанавливался на гидроподъёмники, сцепка ложементов подкатывалась под бортотсек, баллон путём поднятия столов подводился под днище бортотсека, совмещался по отверстиям в днище для эжекторов, технологических люков и гермовводов и соединялся с бортотсеком при помощи крепёжных тканевых гребней. Сцепка ложементов выкатывалась из-под бортотсека, освобождаясь от баллона, а сам подвешенный баллон провисал в свободном состоянии. После этого выполнялось соединение баллона с эжекторами по соединительным фланцам, доступ к которым обеспечивался изнутри бортотсеков и из внутренней полости каждого отсека через технологические люки.

Перед тем, как производить дальнейшие монтажи ПВПУ, необходимо было проверить установленные баллоны на герметичность и на способность выдерживать нужное давление.

Из условий обеспечения безопасности и во избежание возможных разрушений таких больших воздушных ёмкостей, какими являлись наши баллоны, начальную проверку на герметичность и прочность, а также предварительную отработку процессов их наполнения необходимо было производить очень осторожно, с постепенной, регулируемой подачей воздуха, с постоянным контролем и ручным управлением наращивания давления в баллонах. В связи с этим начальную проверку нельзя было проводить, используя самолётную систему отбора воздуха от двигателей, т.к. её автоматика, рассчитанная только на штатные режимы работы, не позволяла

такого ручного регулирования. Для этого нужно было подавать воздух от какого-то автономного наземного источника.

Заводская воздушная сеть для прямой подачи воздуха в систему не годилась, т.к. воздух в этой сети не отвечал требованиям ни по влажности, ни по засорённости, ни по параметрам давления. С целью получения воздуха нужного качества ещё в процессе подготовки к испытаниям ПВПУ был разработан и подготовлен специальный неподвижный стенд, в котором воздух из заводской сети очищался, высушивался (приводился в соответствие с параметрами воздуха, отбираемого от двигателей), а на выходе из стенда осуществлялось регулирование его давления и расхода.

Для первичной проверки воздух от стенда внутрь баллонов подавался мимо эжекторов напрямую в каждый отсек через трубопроводы системы «дожима».

Перед началом этих проверок в каждый из отсеков были временно установлены датчики давления из системы КЗА, закрыты гермовыводы для тросов подтяга и технологические люки, смонтирована и задействована временная система ручного переключения режимов работы редукционных клапанов, установленных в корпусах эжекторов.

Наполнение баллонов, так же, как и их установка на бортотсеки, проводилась на самолёте, установленном на подъёмниках и с убраннным шасси. Выполнять наполнение при стоянке самолёта на собственном шасси было невозможно, т.к. линия земли при стоянке на колёсах и на полностью наполненных баллонах не совпадает ни по высоте, ни по углу тангажа (задняя часть баллона опускается ниже колёс основной опоры, а передняя поднимается выше колёс передней опоры).

Начальная проверка герметичности и прочности проводилась по очереди — сначала правого баллона, потом левого. Одновременно с этим проводилась проверка и настройка редукционных клапанов каждого баллона. Воздух подавался одновременно в шесть отсеков баллона. Проверялись три режима наполнения:

- внутри баллона $P_{\text{форм}} = 0,015-0,02$ атм. (используется в процессе так называемый режим формообразования с избыточным давлением уборки и выпуска);
- рабочий режим с избыточным давлением $P_{\text{раб}} = 0,15-0,2$ атм. (восприятие внешних нагрузок и гашение кинетической энергии);
- перегрузочный режим с максимальным избыточным давлением $P_{\text{max}} = 0,35+0,05$ атм. (ограничение максимального избыточного давления со сбросом излишков).

Проверка шла при ручном управлении от стенда отдельными этапами, последовательно, от режима формообразования до перегрузочного режима. Перед началом наполнения редукционные клапаны вручную переключались на проверяемый режим и медленной подачей воздуха давление в каждом отсеке, контролируемое датчиками КЗА, доводилось до нужной величины. После этого наполнение прекращалось и проводилось регулирование клапанов.

На каждом проверяемом режиме наполнения проводилась выдержка по времени с замером падения избыточного давления в каждом отсеке, определялась степень герметичности отсеков, выполнялся осмотр баллона с фиксацией мест травления воздуха и с устранением утечки.

Сборка баллонов, их установка на борто отсеки и первоначальная проверка и доводка герметичности заняли первую неделю работы. На этом этапе оба баллона были приведены в состояние полной готовности к испытаниям.

Следующим этапом было окончание сборки систем уборки-выпуска и подтяга. Эта работа сводилась к прокладке, закреплению и регулированию тросов как в одной, так и в другой системе.

Окончательная подгонка тросов уборки-выпуска и их закрепления на траверсах и штанге силового механизма в борто отсеке, а также на нижних стрингерах баллона производилась при рабочем, наполненном до давления 0,15-0,2 атм, состоянии баллона. Именно в этом положении нужно было обеспечивать подбором длин тросов, а потом и регулированием их натяжения, одинаковость усилий в тросах каждого из шести отсеков баллона. Такая одинаковость была необходима для обеспечения равномерного по длине поджатия баллона при его сборке и такое же равномерное распрямление при выпуске.

Такую же тщательную подгонку длины тросов в каждом отсеке требовала и система подтяга, которая должна была обеспечить одинаковость деформации оболочки баллона по всей его длине при уборке и идентичность изменения формы каждого отсека при наполнении баллона на выпуске. Для достижения этого окончательная длина каждого из тросов, заранее введённого через гермоввод и закреплённого к верхнему стрингеру изнутри ещё незаполненного баллона, подбиралась так же при рабочем состоянии баллона. При наполненном баллоне производилось и закрепление тросов к пневмоцилиндрам подтяга, а также регулирование их натяжения. При этом пневмоцилиндры заряжались своим рабочим давлением.

После установки и предварительного регулирования тросов выполнялась проверка и отработка системы наполнения отдельно каждого баллона

через эжекторы, но не от двигателей, а сначала опять от стенда. Каждый баллон при этом находился в состоянии свободного провисания, гидросистема силового цилиндра была переключена на слив, давление из пневмоцилиндров подтяга стравлено, и все троса обеих систем были в ненапрянутом состоянии. Подача сжатого воздуха от стенда производилась в систему наполнения каждого из баллонов через технологические штуцеры, врезанные в трубопроводы системы на выходе из гондолы двигателей.

По ходу отработки путём регулирования эжекторов и повторного, более точного, регулирования редукционных клапанов обеспечивалась одинаковость и одновременность наполнения каждого из отсеков баллона до режима формообразования, одновременность переключения всех эжекторов на «дожим» и одновременность достижения одинакового давления в отсеках в рабочем режиме. При этом подбирались также параметры расхода и давления подаваемого в систему воздуха и такие режимы работы эжекторов и редукционных клапанов, при которых получилось минимальное время наполнения баллонов.

Эта работа, выполнявшаяся на свободно висящих баллонах (без их подтягивания под днище бортовых отсеков), потребовала большого количества циклов наполнения и стравливания и заняла у нас ещё почти полных две недели.

Закончив этот этап, мы приступили к комплексной отработке всех систем ПВПУ от работающих двигателей.

Так как самолёт при этом должен был оставаться поднятым на подъёмники, то для исключения срыва с них при гонке нужно было, во-первых, обеспечить надёжную швартовку самого самолёта и каждого из подъёмников, а во-вторых, ограничить работу двигателей режимом, при котором отбираемый воздух уже имеет нужные параметры, а тяга ещё минимальная.

Сначала выполнялись циклы наполнения и стравливания воздуха одновременно на обоих, но опять же на свободно висящих баллонах. Только убедившись, что в автономном режиме воздушная система работает нормально и от двигателей, и произведя некоторые незначительные подрегулировки эжекторов и клапанов, мы смогли начать наладку и отработку систем уборки — выпуска и соединение их с воздушной системой в единый комплекс.

Этот этап работы длился почти пять недель (с 17 июня по 19 июля) и прошёл в напряжённой обстановке. Не всё получилось так, как было задумано. Уже при выполнении первых полных штатных циклов уборки — выпуска мы наткнулись на неприятности.

Даже небольшое различие в длине или в предварительном натяжении некоторых тросов системы уборки — выпуска, как мы увидели, могло приводить к несимметричной деформации баллонов, к перекосам механизмов, к их заклиниванию и в некоторых случаях даже к её поломке. Трос, имеющий меньшую длину или большее предварительное натяжение, раньше включался в работу, брал на себя всю или большую часть нагрузки, и при большом перегрузе или сам рвался от этого перегруза, или, нарушая симметрию нагружения подвижных и неподвижных траверс, деформировал или даже разрушал их.

Такой же эффект был и при неточностях в регулировании клапанов сброса воздуха из баллона при его складывании или при несинхронности работы этих клапанов в разных отсеках, а также при несинхронности подачи воздуха в отсеки из системы эжекторов и особенно «дожима» при выпуске баллонов. Если при уборке или выпуске в одном из отсеков по той или иной причине возникало большее давление, чем в других, троса уборки — выпуска этого отсека получали значительно большую нагрузку, чем соседние, что даже при равенстве их длин и натяжений могло привести к неприятным последствиям.

Подобная реакция на неточности регулирования была и у системы «подтяга». Недостаточная длина или повышенное натяжение отдельных тросов, так же как и разница давлений в пневмоцилиндрах, хотя и не приводили к поломкам, но могли влиять на несимметричную деформацию оболочки при складывании, на возможность искажения формы отдельных участков сложенного баллона, на нарушение компактности укладки оболочки под днищем бортов отсеков.

Система оказалась гораздо строже к качеству регулирования и к синхронности работы всех её элементов, чем мы предполагали при её проектировании и чем она проявила себя на первых этапах отработки. В процессе комплексной проверки и испытаний ПВПУ очень чётко проявились все неточности и огрехи предварительной подгоночной, монтажной и регулировочной работы, а также и некоторые недоработки конструкции. По ходу выполнения испытательных циклов уборки — выпуска система сама «искала» свои слабые места, проявляя их в виде сбоев в работе и поломок, и «требовала» исправления ошибок и неточностей.

За период с 17 июня по 19 июля 1974 года у нас было три крупных поломки, несколько разрывов тросов уборки — выпуска и целый ряд более мелких дефектов. Одна из поломок была связана с разрывом оболочки правого баллона концом лопнувшего от перегрузки троса. Обнаруженные

дефекты и поломки приходилось устранять очень оперативно, сводя до минимума вынужденные остановки и перерывы.

Много внимания, труда и времени потребовала и наладка сложной многофункциональной полуавтоматической гидро-пневмоэлектрической системы контроля и управления комплексом.

За время наземной отработки ПВПУ на заводской площадке было выполнено 75 циклов выпуска — уборки. Из них 24 выпуска — при помощи пневматического наземного стенда, а 51 выпуск — от работающих двигателей.

Время выпуска ПВПУ при этом колебалось от 30 до 40 секунд, а время уборки — от 15 до 18 секунд. По сравнению со временем выпуска и уборки обычных колёсных шасси это было большое время. Оно объяснялось очень большим количеством воздуха ($\sim 70\text{ м}^3$ в каждом баллоне), которое нужно было закачать в баллоны при их выпуске и выдавить из них при уборке.

Существенное убыстрение этих процессов требовало бы резкого увеличения мощности и так довольно громоздких, тяжёлых и энергоёмких воздушных и силовых систем ПВПУ. Во всяком случае, на той стадии разработки самолёта и исполнения этих систем делать это было нецелесообразно. В то же время, в отличие от обычных самолётов, для которых время уборки шасси непосредственно влияет на интенсивность разгона при взлёте и даже на безопасность, для нашего самолёта с его большой энерговооружённостью затянутое время складывания баллонов и, следовательно, увеличенное сопротивление самолёта на взлёте не должно существенно сказаться на времени разгона до эволютивной скорости, так же, как и медленный их выпуск не должен повлиять на процесс силового торможения самолёта до нулевой скорости при посадке.

Процесс отработки систем ПВПУ потребовал от нашей комплексной бригады полной отдачи сил, но увлечение этим поистине творческим процессом позволило преодолеть все препятствия.

Доведя системы уборки — выпуска до боевого состояния, гарантирующего их стабильную и надёжную работу в процессе дальнейших испытаний, мы приступили к проверке несущих способностей баллонов в качестве опор при стоянке самолёта на твёрдой поверхности.

После освобождения от подъёмников и установки на баллоны, наполненные до избыточного давления 0,2 атм., самолёт приобрёл свою новую стояночную конфигурацию. Она отличалась от конфигурации при стоянке на колёсах опущенным носом, убранном шасси, более низким (на 350-400 мм) по отношению к земле расположением корпуса и его нулевым

углом тангажа (см. фото 12.5а). Просевшие под весом самолёта баллоны изменили форму своего поперечного сечения. Высота баллона уменьшилась, выпуклые боковины раздались в ширину, а лежащее на земле днище, растянувшись в стороны, стало плоским. Широкий, ещё более приземистый, чем раньше, самолёт, стоявший на приплюснутых баллонах, ещё больше стал напоминать огромную черепаху (см. фото 12.5б).



Фото 12.5а

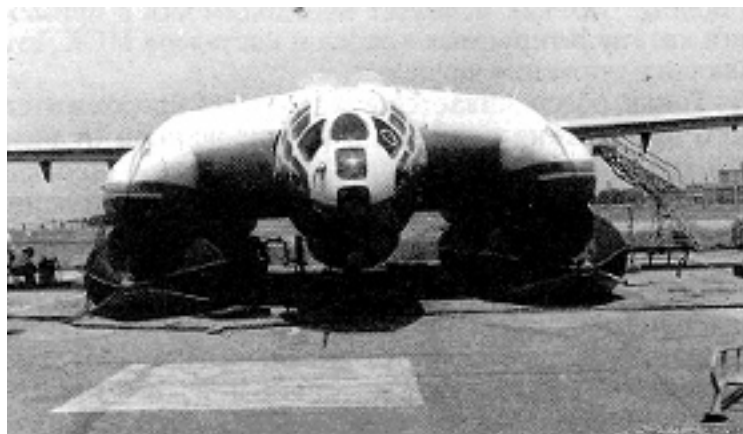


Фото 12.5б

Отработка ПВПУ на заводской площадке

а — баллоны выпущены, вид $\frac{3}{4}$ сзади; б — баллоны выпущены, вид спереди.

Изменение формы баллонов под нагрузкой от веса самолёта, как показали замеры после установки самолёта на баллоны, не изменили ни начального давления внутри баллонов, ни других его параметров. А вот длительная стоянка на баллонах приводит к таким изменениям. Давление внутри

баллонов со временем изменяется. Это может происходить как по причине некоторой потери герметичности баллонов (возможные утечки через гермовыводы тросов подтяга, неполная герметичность технологических люков, редукционных клапанов, эжекторных заслонок, запорных кранов системы наполнения и т.п.), так и по причине изменения атмосферных условий. Негерметичность и резкое понижение температуры окружающего воздуха приводят к снижению внутреннего давления в баллоне, а повышение наружной температуры — к его повышению.

Для восстановления падающего давления была предусмотрена так называемая «подпитка» баллонов, т.е. периодическая подача сжатого воздуха в баллон через систему «дожима» или от внешнего источника (стационарного наземного поста, передвижного аэродромного стенда, установки на буксирном катере и т.п.), или от какого-нибудь действующего самолётного источника (работающих двигателей, включённого ТА-6, воздушных аккумуляторов пневмосистемы).

Включалась «подпитка» автоматической системой управления по сигналу падения давления в баллонах, а выключалась по достижению его нужного уровня. Нами была проверена работа этой системы от всех возможных источников. «Ослабевшие» баллоны быстро восстанавливали свою упругость и способность держать самолёт.

Ещё при проектировании ПВПУ были серьёзные сомнения в том, обеспечат ли такие большие по диаметру эластичные баллоны с таким низким внутренним давлением устойчивое положение самолёта при стоянке на твёрдой поверхности, не будут ли они «жидкими», как надувные воздушные шарик.

Практика развеяла эти сомнения. Баллоны уверенно держали свою форму, не поддаваясь ни на какую попытку изменить равновесие. Даже наоборот, самолёт на баллонах был более устойчив, чем на колёсном шасси. Ни знакопеременные вертикальные нагрузки на консолях крыла, ни создание боковой силы, приложенной к носу фюзеляжной надстройки, ни гонки двигателей с многократным выводом их на взлётный режим и создание разнотяговости не вызывали никаких существенных дополнительных деформаций баллонов и не приводили к каким-либо колебательным движениям самолёта.

Баллоны отлично выполняли свою функцию на земле, уверенно держали на себе самолёт, обеспечивая чрезвычайно малую нагрузку на поверхность.

24 июля 1974 года наземная отработка ПВПУ была закончена.

На очереди стояли мореходные испытания.

Подготовка к мореходным испытаниям началась ещё до установки баллонов на самолёте. Для проведения этих испытаний необходимо было прежде всего обеспечить возможность перехода самолёта, оборудованного ПВПУ, с берега в воду и выход из воды на берег.

На заводе им. Димитрова имелось специальное сооружение, называемое гидроспуском, по которому строящиеся на заводе гидросамолёты и амфибии входили в воду. Гидроспуск представлял собой наклонённую под небольшим углом бетонированную площадку, которая спускалась в воду с берега гидробазы. Она состояла из выдающейся в море надводной части и подводной части, уходящей от кромки воды на несколько десятков метров. Подводная часть заканчивалась так называемой «ямой» — искусственным углублением дна.

Классические гидросамолёты перемещались по спуску при входе в воду и при выходе на берег на специальных тележках. Тележки двигались по рельсам, проложенным по всей длине спуска, а в движение приводились береговыми лебёдками. При входе в воду самолёт, всплывая, отделялся от тележки и переходил в свободное плавание, а перед выходом из воды «наплывал» на тележку и, закрепившись на ней, поднимался по спуску лебёдками. Амфибийные самолёты передвигались по спуску, заходили в воду и выходили из воды на берег на собственных шасси. Перемещение таких самолётов по спуску могло осуществляться или тоже лебёдками, или на собственных работающих двигателях. Уборка шасси после всплытия, так же, как и его выпуск перед выходом на берег, производилась над ямой (она, собственно, и существовала для того, чтобы за счёт запаса глубины под плавающим самолётом обезопасить процесс уборки и выпуска шасси).

Первый экземпляр самолёта ВВА-14, который нужно было спускать в воду, был фактически амфибийным, т.к. имел и колёсное шасси и водоизмещающие баллоны. Однако, в отличие от обычных амфибийных самолётов, двигаться по гидроспуску и входить в воду на своих шасси он не мог. Во-первых, в связи с тем, что наше шасси было временным, нештатным, и основные его элементы, взятые в чистом виде из сухопутных самолётов, не имели специальной защиты от морской коррозии, а во-вторых, потому, что линии земли при стоянке на колёсах и на баллонах не совпадали ни по высоте, ни по углу и движение на колёсах при полностью наполненных баллонах было невозможно...

Получалось так, что спускать наш самолёт в воду можно было только с полностью наполненными баллонами и с убраннным колёсным шасси.

ботке спуска самолёта на воду. Самолёт с наполненными баллонами был установлен на тележки, были выполнены пробные прокатки по гидроспуску и проведена отработка входа самолёта в воду, схода его с тележек при всплытии и постановка на тележки перед выходом из воды и подъёмом по гидроспуску. В процессе этой работы была выявлена необходимость наряду с береговыми лебёдками в качестве тяговых средств применить также автомобиль-тягач и буксирный катер, которые обеспечивали управляемые движения самолёта при всплытии и сходе с тележек, а также одновременное и синхронное движение самолёта и погруженных в воду тележек на участке выхода из воды (см.Рис. 12.2).

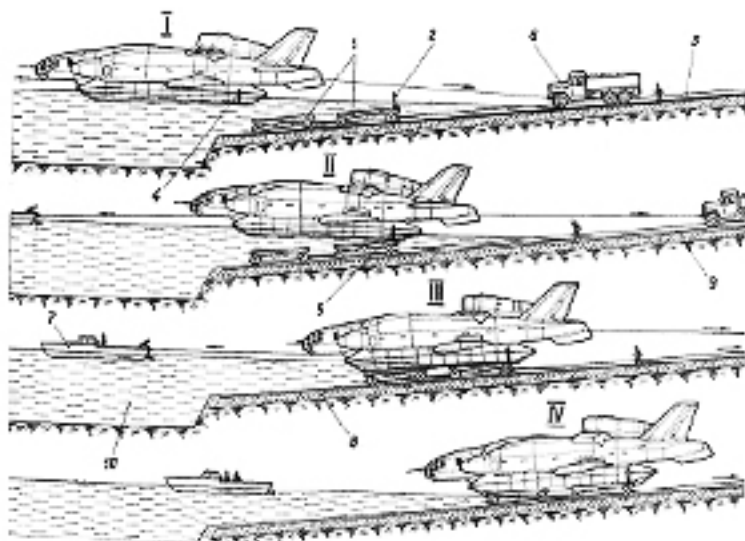


Рис. 12.2

Схема выхода ВВА-14 из воды на берег

I — подтягивание самолёта к гидроспуску; II — «попадание» самолётом на задние тележки транспортировочного приспособления; III — выход самолёта из воды на транспортировочном приспособлении по подводной части гидроспуска; IV — перемещение самолёта по надводной части гидроспуска.

1 — транспортировочное приспособление; 2 — визуальный сигнализатор; 3 — трос береговой лебёдки; 4 — сигнальная отметка на баллонах; 5 — совмещение сигнализатора тележек с сигнальными отметками на баллонах; 6 — автомобиль-тягач; 7 — буксировочный катер; 8 — бетонное покрытие гидроспуска; 9 — рельсовая дорожка гидроспуска; 10 — «яма» гидроспуска.

На отработку этой методики и на тренировки по «попаданию» на тележки при выходе из воды ушло три полных дня.

По ходу этих пробных спусков у нас параллельно проходила дополнительная проверка герметичности баллонов, изучение их поведения на тележках транспортировочного устройства с разным уровнем внутреннего давления, определение допустимых границ устойчивости баллонов по давлению, определение необходимой цикличности подпитки баллонов сжатым воздухом. После каждого выхода на берег к самолёту подключался воздушный стенд и в течение всей стоянки (до следующего спуска на воду) велось наблюдение за давлением в баллонах, за изменением их формы и производилась периодическая подкачка.

К вечеру 28 июля мы были готовы к началу мореходных испытаний.

5

Хорошая подготовка и солнечная погода позволили нам весь объём испытаний провести за четыре дня. Спуск самолёта на воду и выход на испытания в каждый из этих дней проводился ранним утром. Это давало нам возможность основной объём заданий по дневной программе выполнять ещё при полном штиле. Ко второй половине дня, когда поднимался характерный для этой поры лёгкий ветерок, и на море возникало небольшое волнение, мы, как правило, уже заканчивали работу и успевали выйти на берег.

Первый зачётный спуск был проведен утром 29 июля (см. фото 12.6).



Фото 12.6
Спуск ВВА-14 на воду

Самолёт, энергично вошедший в воду на транспортировочном устройстве, всплыл и отделился с помощью буксирного катера от тележек. Переместив самолёт на «яму», катер ослабил свой трос и предоставил ему полную свободу движения.

Пока самолёт находился в этом свободном дрейфе, в соответствии с программой испытаний была произведена оценка его просадки на плавающих баллонах, степень деформации баллонов, изменения их формы, было определено положение ватерлинии. И хотя ещё во время пробных спусков и тренировок мы неоднократно видели наш самолёт на плаву, только сейчас появилась возможность основательно присмотреться к изменению его внешнего вида в связи с погружением в воду, провести необходимые замеры и зафиксировать его новые геометрические параметры.

На воде самолёт выглядел ещё более приземистым и коренастым, чем на суше. Баллоны, раздавшиеся в ширину больше, чем при стоянке на земле, были погружены в воду менее, чем на одну треть своего диаметра. Носовые конуса баллонов поднимались над водой, а ватерлиния проходила существенно ниже их среднего стрингера. Это говорило о том, что при весе самолёта в 32 000 кг наши баллоны имеют большой запас плавучести, который обеспечивает увеличение взлётного веса до 52 000-55 000 кг и даже больше.

За счёт более сдвинутого вперёд (относительно центра тяжести) размещения баллонов на самолёте задняя часть баллонов на воде была приплюснута больше, чем передняя, что создавало небольшой положительный угол тангажа (при стоянке на земле такая установка баллонов практически не отражалась на стояночном угле). По этой причине распластавшийся над водой своим огромным центропланом самолёт казался несколько присевшим на хвост. Оба баллона были погружены в воду на одинаковую глубину, и самолёт держался на плаву без каких-либо признаков крена.

После тщательного осмотра и обмера погруженных в воду баллонов, а также измерения общей просадки, для чего использовался ещё один катер, была проведена предусмотренная программой первого дня испытаний проверка удобства и надёжности швартовки самолёта на плаву, а также постановка его на плавучий якорь.

Сначала проверялась и отрабатывалась швартовка с помощью береговых средств к пирсу гидробазы, а потом — к швартовочной бочке, но уже с использованием катеров (бочка располагалась на заводской акватории на удалении в несколько десятков метров от берега гидробазы). И в том, и в другом случае отрабатывались несколько способов и приёмов швартовки. Эта работа проводилась испытательной бригадой с участием экипажа, а с

целью их тренировки швартовка и расшвартовка по уже отработанной методике каждого из способов повторялась несколько раз.

Последним заданием первого дня была проверка работы ТА-6А.

На самолёте ВВА-14 этот агрегат был установлен в центральном отсеке перед основной стойкой шасси. Его выхлоп был направлен вниз под центроплан. При стоянке самолёта на обоих баллонах на земле и при плавании на воде выхлопная струя попадала в замкнутое между баллонами пространство, что могло создавать противодавление на выхлопе и за счёт этого нарушать работу агрегата, ухудшая его параметры.

При наземной отработке самолёта с ПВПУ проверка работы Та-6А показала, что никакого существенного изменения в работе этого агрегата при стоянке на баллонах по сравнению со стоянкой на колёсах шасси нет. Но так как на плаву пространство между баллонами, днищем центроплана и водой за счёт погружения баллонов в воду значительно меньше, чем при стоянке на земле, требовалось выяснить, как это обстоятельство повлияло на работу ТА-6А.

Проверка работы турбоагрегата производилась на самолёте, зашвартованном на бочке. Несколько запусков с выходом на рабочий режим и с записью параметров показали, что изменение размеров и конфигурации подцентропланного пространства при переходе самолёта с земли на воду не повлияли на характеристики ТА-6А. Несмотря на уменьшенные объёмы подцентропланной камеры и на близость выхлопного сопла к поверхности воды, противодавления на выходе не возникало. Горячая выхлопная струя, ударяясь о воду и отражаясь от неё, поднимала в воздух небольшое облако пара и водяных брызг. Но эта водопарогазовая смесь не задерживалась в зоне сопла и не мешала выхлопу, а увлекаемая выхлопной струей, растекалась по ширине подцентропланной камеры и, энергично перемещаясь в хвостовую часть центроплана, свободно вытекала из-под него.

После испытаний ТА-6А самолёт был отшвартован от бочки, подбуксирован к «яме», развёрнут на ней хвостом к гидроспуску и выведен из воды на берег.

На этом первый испытательный день закончился.

Второй зачётный спуск на воду был выполнен на следующий день (30 июля). Задача этого испытательного дня заключалась в проверке маршевых двигателей на низких режимах их работы и в изучении поведения самолёта при этом.

После входа в воду самолёт с экипажем на борту был отбуксирован в ту, отдельную от берега часть заводской акватории, которая использовалась для взлётов и посадок строящихся на заводе самолётов-амфибий (см. Фото 12.7).

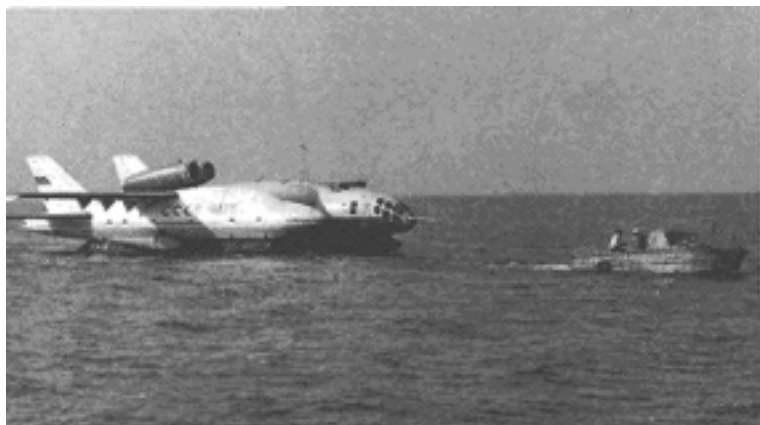


Фото 12.7
Буксировка за катером

Там ВВА-14 был отсоединён от буксирного катера и перешёл в свободное плавание (см. Фото 12.8).

В процессе буксировки за катером была проведена оценка такого движения.

Скорость буксировки была не более 4-5 км/час, а буксирный трос был закреплён за узел, установленный на носу фюзеляжной надстройки по оси симметрии. Несмотря на отсутствие водяного руля и на то, что в процессе буксировки самолёт не может управляться из кабины, было отмечено, что движение самолёта очень ровное, без каких-либо признаков рыскания и отклонений от курса. Это говорило о том, что оба баллона, имеющие одинаковую форму и размеры, и погружённые в воду на одинаковую глубину, оказывают одинаковое сопротивление движению и не нарушают симметрии гидродинамических сил. В этот испытательный день перед экипажем стояла следующая задача: запуская по очереди маршевые двигатели, ступенчато переводя их на разные режимы и следя за их работой и параметрами, наблюдать и фиксировать особенности поведения и характер движения самолёта на каждом из этих режимов.

Одновременно с экипажем за поведением самолёта должна была вести наблюдение и киносъёмку группа испытателей на буксирном катере и на катере сопровождения. По ходу испытаний катера должны были находиться по разные стороны от самолёта и наблюдать за ним, меняя ракурсы.

Запуск ТА-6А прошёл нормально. Его работа никак не повлияла на положение свободно дрейфующего самолёта (реактивная сила от выхлопа турбоагрегата была слишком мала, чтобы оказывать на него какое-то воздействие).



Фото 12.8а



Фото 12.8б

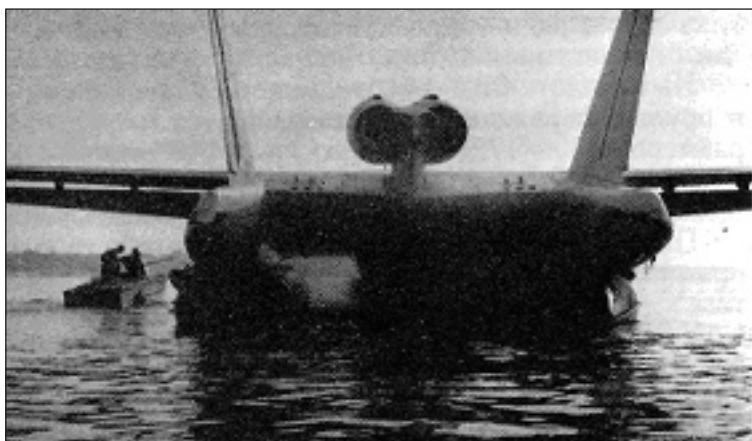


Фото 12.8в
Самолёт ВВА-14 в свободном дрейфе

А вот уже первые запуски маршевых двигателей выявили довольно интересные особенности самостоятельного движения самолёта по воде.

Поочерёдный запуск маршевых двигателей, который производился от ТА-6А, начался с правого двигателя. И уже сразу после выхода его на малый газ началось медленное движение самолёта. Постепенное увеличение режима работы этого двигателя сопровождалось нарастанием скорости. После достижения скорости 5 км/час стало заметно, что самолёт имеет тенденцию к плавному уходу влево. Сначала мы были склонны объяснять левым разворачивающим моментом от работающего правого двигателя. Однако после того, как такой же левый разворот при той же скорости проявился и при работе одного левого двигателя, стало ясно, что момент от тяги двигателя здесь ни при чем, т.к. работающий левый двигатель создаёт как раз обратный, правый разворачивающий момент. А когда мы увидели, что на скорости 5 км/час и выше такая же тенденция к левому развороту (к «левой циркуляции»), но ещё в большей степени замечается и при одновременной работе обоих двигателей, мы поняли, что причину этого явления нужно искать в каких-то изменениях или конфигурации самолёта, или его положения на воде, связанных с работой маршевых двигателей.

Разобрались мы в этом не сразу. Наблюдение при разных ракурсах за самолётом показало, что во время его движения на собственных двигателях возникает незначительный, еле заметный крен, чего при движении на буксире не бывает. Как мы поняли, крен этот возникает от реактивного момента вращения роторов двигателей (двигатели имеют правое вращение). А в результате крена левый баллон притапливается немного больше правого и начинает создавать большее сопротивление. И хотя разница между сопротивлением каждого из баллонов была небольшой, её из-за большого плеча между баллонами оказалось достаточно для возникновения наблюдаемой нами левой циркуляции.

Наличие этой циркуляции, а также отсутствие на самолёте водяных рулей, что не давало возможности экипажу управлять курсом при движении по воде, осложняли процесс ходовых испытаний. Попытка управлять курсом путём раздельного изменения тяги двигателей не дало нужного эффекта, т.к. из-за очень малого разноса двигателей относительно оси самолёта (малого плеча) и ограничения величины тяги для получения проверяемого диапазона скоростей движения нужных для управления разворачивающих моментов получить не удалось.

При значительном отклонении от курса за счёт циркуляции и для возвращения на трассу движения, а также для разворота самолёта при подхо-

де к границам заводской акватории, приходилось пользоваться буксирным катером. Вынужденные остановки для взятия на буксир, время движения на буксире, повторные выходы на нужные режимы движения тормозили ходовые испытания. Но чёткая организация работы испытателей позволила компенсировать эти непредусмотренные ранее потери темпа и времени.

Проведя проверки запуска маршевых двигателей, основательно отработав движение самолёта на скоростях до 5 км/час при отдельной и совместной работе двигателей, мы к концу этого испытательного дня перешли к проверке и отработке движения самолёта с увеличенными скоростями.

Так как до начала ходовых испытаний мы не имели представления о возможном поведении таких больших эластичных баллонов при скоростном движении по воде, то изучение особенностей такого поведения на разных скоростях решено было проводить очень осторожно, отдельными этапами с постепенным увеличением скорости на каждом последующем этапе. С целью предупреждения каких-то опасных непредвиденных ситуаций, а также возможных поломок и разрушений баллонов или даже всего самолёта, было принято решение:

- во-первых, при выполнении скоростных пробежек переход от одного этапа к другому, от меньшей скорости к большей производить только после анализа зафиксированных в процессе движения деформаций и искажения формы баллонов и тщательного осмотра состояния их оболочек и особо нагруженных элементов в конце каждого очередного этапа;
- во-вторых, для обеспечения постепенности изменений условий взаимодействия баллонов с водой интервал скорости между этапами ограничить пятью километрами в час;
- в-третьих, во избежание больших гидродинамических нагрузок на баллоны наращивание скорости при выходе на очередной этап на начальной стадии испытаний выполнять с минимальным ускорением.

Первым из этапов, предусмотренных программой испытаний, была пробежка со скоростью 10 км/час.

Из стартового положения путём плавного одновременного поднятия режима обоих двигателей самолёт вышел на эту скорость и прошёл на ней в сопровождении двух катеров до границы акватории. Переведя двигатели на малый газ и развернувшись с помощью буксирного катера, самолёт снова разогнался, прошёл то же путь, остановился в зоне старта и выключил двигатели.

По наблюдению с сопровождающих катеров движение на скорости 10 км/час было таким же плавным и устойчивым, как и при скорости

5 км/час. Самолёт шёл со слегка приопущенным хвостом, не изменяя угла тангажа. Баллоны плавно двигались в воде, практически не вызывая никакого волнения, не испытывая никакой дополнительной деформации и изменения своей формы. Осмотр баллонов после остановки самолёта тоже не показал никаких видимых изменений.

Третий зачётный спуск на воду был 31 июля.

В этот день мы по плану должны были продолжить начатые ходовые испытания и попытаться закончить их определением максимальной скорости движения на воде.

По уже отработанной методике с соблюдением правил предосторожности, под наблюдением испытателей, с фиксацией процесса на киноплёнку и с проведением всех необходимых осмотров в промежутках между этапами были выполнены пробежки со скоростями 15, 20, 25 и 35 км/час см. фото 12.9а, 12.9б, 12.9в, 12.10).

По мере нарастания скорости наблюдалось очень незначительное уменьшение угла тангажа (самолёт с каждым этапом почти незаметно, но всё-таки всё ниже опускал нос) и менялась картина волнообразования. На каждом новом этапе увеличивалась высота волны, которую баллоны гнали перед собой, а начиная со скорости 25 км/час на этой волне и в хвостовой части баллонов появились буруны. С каждым этапом увеличивалась потребная тяга двигателей. Баллоны оказывали довольно большое сопротивление движению, и это сопротивление росло со скоростью. Уже для получения 25 км/час двигатели должны были работать на режиме 0,53 номинала, а для выхода на 35 км/час нужно было переходить на режим около 0,8 номинала. В результате этого баллоны испытывали довольно большие сдвижные нагрузки в продольном направлении (боковые части баллонов нагружались касательными напряжениями от тормозящих сил сопротивления на погружённых в воду днищах).

Ещё перед началом ходовых испытаний были сомнения: выдержат ли наши эластичные баллоны такие нагрузки, не появится ли у них при росте скорости тенденция к продольной деформации с образованием косых складок на боковинах. Но как показали наблюдения, вплоть до скорости в 37 км/час (на которой было закончено наращивание скорости) никаких заметных деформаций сдвига не возникало, баллоны сохраняли свою начальную форму и внешний вид неизменными.

Намеченные пробежки до скорости 35 км/час прошли без каких-либо серьёзных замечаний. На всех этих скоростях самолёт двигался равномерно, без колебаний и рыскания, очень плавно заворачивая влево. На скорости



Фото 12.9а



Фото 12.9б



Фото 12.9в

Рулёжка на собственных двигателях на скорости от 25 до 35 км/час

а — вид спереди; б — вид слева; в — вид справа



*Фото 12.10
Осмотр самолёта на плаву*

35 км/час баллоны уже гнали перед собой волны с высокими белыми бурунами и оставляли за собой довольно длинный пенный след. На этой скорости самолёт перемещался уже с нулевым углом тангажа.

При переходе от одного этапа к другому всё время возрастающая тяга двигателей создавала возрастающий пикирующий момент, который всё больше притапливал переднюю часть баллонов. Это увеличивало их сопротивление, но до скорости 35 км/час ещё существенно не влияло на плавность и равномерность хода самолёта. А вот при попытке перейти на скорость 40 км/час произошло качественное изменение в поведении баллонов. Уже на скорости 37 км/час передние части баллонов настолько опустились в воду, что их конические носы начали периодически зарываться в волну. Периодические гидроудары в переднюю часть баллонов, возникающие при этом, приводили к вертикальной раскачке самолёта с ещё большим занырыванием баллонов, к резкому увеличению динамических нагрузок на носовые тросы, на сами конусы баллонов и на их заделку к бортовым отсекам. Ход самолёта терял равномерность и появлялась опасность разрушения баллонов.

Дальнейшее наращивание скорости нужно было прекращать, а скорость 35 км/час пришлось зафиксировать как максимально возможную. Теперь уже, когда мы изучили поведение баллонов на разных скоростях, убе-

дились в их способности выдерживать гидродинамические нагрузки при медленном разгоне и при равномерном движении, нужно было проверить, как они воспринимают динамический разгон с большим ускорением и определить минимальное время выхода на максимальную скорость. С этой целью было выполнено несколько разгонов от скорости движения на малом газе до 35 км/час путём энергичного перевода двигателей с малого газа на взлётный режим. Такие пробежки показали, что несмотря на существенно большие нагрузки на баллоны при таком разгоне, никаких недопустимых деформаций, а тем более, каких-то разрушений, не было. Жёсткости наполненных до рабочего давления баллонов было достаточно, чтобы выдержать возникшие перегрузки без существенного изменения формы.

Разгон от 2-3 км/час до 35 км час при таком методе происходил в пределах 20-25 секунд.

Четвёртый и уже последний спуск был осуществлён 1 августа. Он был посвящён испытаниям самолёта на непотопляемость. Нужно было проверить, как в действительности срабатывает заложенный в конструкцию баллонов принцип живучести. По первоначальной идее разделение каждого баллона на шесть автономных отсеков, соединённых друг с другом при помощи мягких герметичных конусообразных диафрагм, при разрушении или просто при потере герметичности одного отсека в одном из баллонов или даже по одному отсеку в каждом баллоне одновременно, должно было обеспечить достаточный уровень плавучести самолёта за счёт частичной компенсации потерянного водоизмещающего объёма дополнительным объёмом конусов соседних отсеков.

Эти испытания проводились на самолёте, плавающем над ямой хвостом к берегу, но для страховки соединённым тросами с буксирным катером и с автомобилем-тягачом. К самолёту, к его воздушной системе наполнения ПВПУ, через длинный шланг был подключён наземный воздушный стенд, а стравливанием давления из отсеков и подачей в них воздуха от стенда управлял из кабины пилотов старший механик (система управления воздухом была задействована от бортовых воздушных баллонов и аккумуляторных батарей). Он же наблюдал по приборам за изменением давления в отсеках баллонов. Наблюдение за самолётом, за состоянием баллонов и ведение киносъёмки было организовано как с берега, так и с катеров.

Испытания начались медленным, осторожным стравливанием воздуха из третьего (от носа) отсека левого баллона. По мере падения давления в этом отсеке его оболочка становилась всё более расслабленной, а когда давление упало до нуля, нижняя часть оболочки под натиском воды

продавилась на небольшую величину внутрь отсека. При этом давление в соседних втором и четвёртом отсеках из-за увеличения их объёма за счёт выпячивания конических диафрагм в сторону третьего отсека, снизилось на 0,01-0,02 атм, но ни их форма, ни натяжение их оболочки практически не изменились. Весь левый баллон остался таким же выпуклым и упругим, только в зоне его третьего отсека появился неглубокий «перешеек». Этот баллон просел в воду на несколько сантиметров глубже правого, а весь самолёт получил совсем небольшой левый крен.

Такой результат говорил о том, что случайное разрушение одиночного отсека на одном из баллонов никакой опасности для самолёта не представляет, и на выполнение им боевого задания повлиять не может. Аналогичный результат показало и одновременное симметричное стравливание по одному отсеку на каждом баллоне (хотя это требование не является обязательным, т.к. представляет собой «отказ на отказ», мы всё-таки провели такие проверки для выяснения истинного запаса плавучести).

Так, при стравливании по одному третьему отсеку самолёт просто проседает в воду на несколько лишних сантиметров, не изменяя ни углов тангажа, ни углов крена и не теряя своей плавучести.

При стравливании по одному второму отсеку на каждом баллоне самолёт проседал в воду, немного опуская нос, что, однако, не могло сказаться на его способности двигаться по воде на собственных двигателях с умеренной скоростью.

При стравливании по одному пятому отсеку на каждом баллоне самолёт проседал на хвост, но при этом опять же не терял плавучести и сохранял способность скоростного движения по воде.

Подобная картина наблюдалась и при различных комбинациях несимметричного стравливания по одному отсеку на каждом из баллонов. При этом на плавающем самолёте возникали одновременно и незначительный дифферент и крен.

Во всех этих случаях баллоны приобретали такой же внешний вид, как и в первом случае — на месте отсеков, из которых был выпущен воздух, образовывались неглубокие «перешейки» из ненатянутой оболочки, а остальные части баллонов сохраняли свою первоначальную форму и размеры.

По окончании очередной проверки давление в стравленных отсеках снова поднималось до рабочего уровня, при необходимости проводилась подпитка всех остальных отсеков, самолёт восстанавливал свою первоначальную конфигурацию и после осмотра оболочки обоих баллонов был готов для следующих проверок.

В программу испытаний были также введены проверки положения самолёта на воде при потере герметичности одновременно двух соседних отсеков на одном баллоне. Такая проверка тоже не входила в перечень обязательных, но для большей убедительности мы решили её выполнить.

Сначала давление было стравлено из второго и третьего отсеков левого баллона (см. Фото 12.11а).



Фото 12.11а

Самолёт основательно просел на левую сторону, опустив нос, но в таком положении устойчиво держался на воде. Передняя часть левого баллона погрузилась в воду почти до самой заделки на бортотсеке. Коснувшись воды и носок гондолы боковой стойки шасси. Ослабевшая оболочка в зоне стравленных отсеков прогнулась внутрь баллона, но наполненный и закреплённый к каркасу передний отсек и сохраняющая жёсткую форму задняя часть баллона растягивали её, не давая полностью сложиться под давлением воды. В таком состоянии самолёт не мог перемещаться по воде на собственных двигателях, т.к. из-за пикирующих моментов от тяги нос фюзеляжной надстройки мог зарываться в воду, а передняя часть баллонов полностью притапливаться. При этом движение возможно было только на буксире с небольшой скоростью, но плавучесть самолёта при этом сохранялась даже при волнении моря.

После восстановления давления в баллонах была проведена имитация разрушения пятого и шестого отсеков левого баллона (см. Фото 12.11б). Самолёт с двумя спущенными задними отсеками осел на левую заднюю часть корпуса. При этом на оставшейся наполненной части левого баллона немного притопился первый отсек, больше — второй, основательно пог-

рузился в воду третий и особенно четвёртый, а смятая оболочка пустых пятого и шестого отсеков полностью ушла под воду. Задняя часть левого бортового отсека вплотную приблизилась к поверхности воды, окунулись в воду створки и вся нижняя поверхность гондолы боковой стойки шасси. Правый баллон тоже несколько притопил свою заднюю часть. Плавуучесть в таком состоянии ещё обеспечивалась, но о движении даже на буксире можно было говорить только в плане аварийной эвакуации.



Фото 12.116

Испытания на потопляемость. Проверка запаса плавучести.

а — спущены 2 передние секции левого баллона; б — спущены 2 задние секции левого баллона

После наполнения пустых отсеков и осмотра баллонов самолёт был установлен на тележки транспортировочного устройства и уже в последний раз выведен из воды на берег. Испытания на непотопляемость, а с ними и все морские испытания на этом были закончены.

Результаты этих испытаний оказались вполне удовлетворительными. Самолёт на ПВПУ обладал хорошей плавучестью и необходимой непотопляемостью, держался на воде очень устойчиво, хорошо двигался за буксиром, был способен осуществлять поступательное движение по воде на собственных двигателях с разными скоростями, вплоть до 35 км/час.

А то, что самолёт не имел водяного руля, что при движении по воде на собственных двигателях у него появлялась левая циркуляция и то, что при таком движении максимальная скорость ограничивалась всего 35 км/час, не должно было рассматриваться в качестве серьёзного недостатка. ВВА-14 — самолёт вертикального взлёта и посадки. При эксплуатации с воды он может садиться и взлетать на любом участке морской акватории

или водоёма, ему нет необходимости совершать длительные перемещения по воде, тем более, с большой скоростью, да ещё и маневрировать на ней. Да и сама скорость до 35 км/час ему необходима практически только для того, чтобы можно было при волнении удерживать самолёт на гребне волны. Конечно, нужно было бы иметь водяной руль, нужно было бы избавиться от циркуляции. Но это были задачи не первостепенной важности. Их можно было решать потом, при проектировании нового самолёта. А в то время перед нами стояла задача довести до конца исследование этого первого варианта ПВПУ и доказать его принципиальную пригодность для обеспечения амфибийности самолётам типа ВВА-14.

После выхода из воды самолёт был установлен на подъёмники, баллоны были убраны, колёсное шасси выпущено, и самолёт был отбуксирован на заводскую рабочую площадку.

6

Отработка ПВПУ, его наземные и морские испытания показали, что это устройство успешно выполняет свои функции как при стоянке самолёта на твёрдой поверхности, так и при плавании на воде, что конструкция баллонов, принцип и техническое решение его механизмов и систем уборки-выпуска соответствуют своему назначению и в наземных условиях работают вполне устойчиво и надёжно.

Теперь же, на предстоящем последнем этапе, на лётных испытаниях самолёта с выпуском и уборкой ПВПУ в воздухе, нам предстояло решить самую сложную и ответственную задачу — доказать прежде всего себе, а потом и всем нашим многочисленным оппонентам, что это устройство способно и в условиях набегающего скоростного потока работать так же чётко, как и на земле, что оно вполне жизнеспособно и может иметь отличную перспективу. В ходе этих испытаний мы должны развеять те многочисленные сомнения и опасения относительно поведения баллонов в полёте, которые всё время сопровождали работу над ПВПУ, начиная ещё с эскизного проекта. Мы должны получить однозначные ответы на такие вопросы, как:

- Будут ли работоспособны наши системы выпуска-уборки в условиях скоростного потока. Достаточно ли будет их мощности для преодоления аэродинамических нагрузок. Каковы будут эти нагрузки. Как они повлияют на скорость выпуска и уборки баллонов.
- Не повлияет ли скоростной напор на однозначность складывания баллонов при уборке.

- Способны ли баллоны держать полётные аэродинамические нагрузки, сохраняя при этом свою форму как в убранном, так и в выпущенном положении, наполненные до рабочего давления.
- Не приведёт ли давление от скоростного напора к неравномерной деформации оболочки баллонов, к неодинаковости нагрузок на троса уборки-выпуска и к нарушению механизма уборки.
- Сохранится ли устойчивость и стабильность формы баллонов в промежуточных положениях в процессе их выпуска и уборки при больших скоростях полёта. Не возникнут ли при этом недопустимые колебания мягкой оболочки баллонов.

Эти и многие другие подобные и действительно непростые вопросы постоянно висели над нами и давили своей неопределённостью.

Тот факт, что, не имея возможности заранее проверить поведение баллонов при их обдувке скоростным потоком на предусмотренном ранее стенде № 36, мы перенесли все эти проверки на живой самолёт, чрезвычайно усложнял нашу задачу, очень повысил риск таких испытаний и требовал от нас особенно осторожных и тщательно продуманных шагов по их подготовке и проведению.

Готовиться к этим испытаниям мы начали ещё с начала 1973 года. Тогда были спроектированы, изготовлены и отправлены в ЦАГИ и в СибНИА ряд исполнительных моделей самолёта с баллонами для продувок в аэродинамических трубах. Нам нужно было получить максимум сведений о возможных лётных характеристиках самолёта при различных конфигурациях ПВПУ, хотя бы примерную картину обтекания баллонов, распределения давления по их поверхности, влияние баллонов на характеристики устойчивости самолёта и другие данные, которые позволял получить модельный эксперимент.

Во второй половине года модели были продуты. При общем положительном результате продувок и их хорошем совпадении с расчётными материалами было, однако, обнаружено, что самолёт с выпущенными баллонами имеет в определённом диапазоне скоростей небольшую тенденцию к путевой неустойчивости. И хотя степень этой неустойчивости была по данным обоих институтов весьма незначительной, и, учитывая экспериментальный статус самолёта её можно было свободно компенсировать некоторым усложнением пилотирования, что для классного лётчика-испытателя, каким был Ю.М. Куприянов, было вполне допустимо, мы решилишний раз перестраховаться и заказать для самолёта автомат устойчивости пути (АУП).

По договорённости с Успенским на его фирму были отправлены материалы модельных продувок, выполненные на их основании уточнения

расчётов динамической устойчивости, а также разработанные технические условия на АУП. Был заключён финансовый договор, и создание автомата началось. Заказанный автомат был простым, как по своей идеологии, так и по техническому исполнению, поэтому мы рассчитывали получить его к намечавшемуся в то время сроку начала лётных испытаний с ПВПУ.

Вторым важным элементом в подготовке к лётным испытаниям ПВПУ была организация проверки баллонов в процессе рулёжек, скоростных пробежек и подлётов. На этом этапе испытаний можно было без риска создания аварийных ситуаций изучить поведение баллонов при скоростях движения самолёта по аэродрому, вплоть до скорости отрыва, как в полностью убранном положении, так и в некоторых фиксированных промежуточных положениях, которые баллоны могут занимать в процессе уборки-выпуска (см. фото 12.12а, 12.12б, 12.12в).

Как мы уже говорили, двигаться по аэродрому на колёсном шасси с полностью выпущенными и надутыми до рабочего давления баллонами самолёт не мог, т.к. задняя часть баллонов при этом опускалась ниже основной стойки шасси, упиралась в землю и отжимала всю заднюю часть самолёта вместе с основной стойкой вверх. А вот двигаться по земле на колёсах при не полностью выпущенных баллонах, когда их задние части ещё не опустились ниже основной стойки, вполне возможно. Предельное нижнее положение такого «распущенного» баллона, когда его задняя часть отстоит от земли всего на несколько сантиметров, и при движении ещё не касается земли, соответствует трём четвертям полной высоты наполненного баллона. Таким образом, фиксируя баллоны на разных стадиях их выпуска и уборки, мы можем при скоростных пробежках проверить поведение баллонов почти во всех диапазонах их промежуточных положений.

Как мы знаем, штатная конструкция нашей силовой системы уборки-выпуска обеспечивала возможность фиксации баллонов только в двух конечных положениях: в полностью убранном и в полностью выпущенном. Для обеспечения проверки поведения баллонов на скоростных пробежках нужно было доработать эту систему. Доработка свелась к временной врезке в гидросистему ПВПУ управляемых вручную запорных клапанов, которые путём создания «гидрозамков» могли останавливать силовые цилиндры уборки-выпуска в нужном положении. При этом давление внутри остановленного в промежуточном положении баллона должно было поддерживаться при помощи дренажно-редукционных клапанов на уровне давления формообразования (порядка 0,02 атм.), К моменту окончания мореходных испытаний эта доработка была подготовлена производством ОКБ.



Фото 12.12а



Фото 12.12б



Фото 12.12в

Пробежки по заводскому аэродрому с разным положением выпуска баллонов

- а — баллоны убраны; б — баллоны выпущены на 0,6D;
в — баллоны выпущены на 0,7D

Ещё до получения боевого комплекта баллонов (весной 1974г.) была составлена предварительная программа лётных испытаний самолёта с ПВПУ, и началась подготовка материалов, необходимых для получения разрешения от ЦАГИ и ЛИИ на проведение этих испытаний. Из-за отсутствия в тот период полной ясности о возможном поведении баллонов в скоростном потоке и непредсказуемости такого поведения работниками ЦАГИ был поставлен вопрос о необходимости проведения повторного заседания методсовета МАП. Мы даже начали подготовку к нему, хотя формально этого не требовалось, т.к. испытания с ПВПУ были просто вторым этапом уже санкционированных испытаний.

Ещё одним важным вопросом в подготовке этих испытаний был выбор места их проведения.

Учитывая неясности и риски вплоть до разрушений ПВПУ во время полёта, то есть угрозы аварийных ситуаций, для обеспечения безопасности экипажа и самолёта требовался аэродром с условиями для аварийных посадок и прочих нештатных ситуаций. Было решено опять использовать таганрогский учебный военный аэродром, на котором проводились лётные испытания первого этапа, а полёты с выпуском ПВПУ, во всяком случае, несколько первых таких полётов, наиболее ответственных и опасных, выполнять на аэродроме ЛИИ.

Вновь возник вопрос о способе перебазирования. Самолет давно мог летать, но разработчики баллонов и ДКБА, специалисты КБ-5 и аэродинамики КБ-4 еще опасались, что при перелёте под действием неравномерных по длине баллона отсасывающих сил (наличие таких сил на внутренней поверхности баллонов было подтверждено при продувках дренажной модели) выпуклые днища баллонов могут, преодолевая натяжения тросов, отсасываться от бортов отсеков вместе с нижними стрингерами, и тогда скоростной напор может вырвать из-под бортов отсеков сложенную там в складки мягкую оболочку баллонов и разорвать её. Поэтому утвердили график сухопутной перекачки самолета, но одновременно решили обосновать возможность перелёта.

С этой целью нужно было понаблюдать за баллонами при движении самолёта со скоростями хотя бы до 130-150 км/час. Уже при таких скоростях должна была проявиться определённая тенденция в поведении баллонов, которую можно было бы проэкстраполировать на большие скорости. Для проведения таких наблюдений нужно было выполнить серию пробежек по заводской взлётно-посадочной полосе. Сразу же после доработки системы ПВПУ под фиксацию баллонов в промежуточном положении, выполнен-

ной производством в первые три дня после ухода самолёта с гидробазы, мы, не теряя времени, приступили к таким пробежкам. Опыт и навыки управления самолётом, полученные еще на первом этапе летных испытаний, теперь позволял сразу увеличить скорость пробежек до 150 км/час без риска выкатиться за пределы нашей взлётно-посадочной полосы.

Выполнив несколько последовательных пробежек с разгоном до 120, 130, 140 и 150 км/час, сняв их на киноплёнку и тщательно проанализировав их результаты, мы увидели, что скорость движения не влияет на внешний вид подтянутых к борто отсекам баллонов. По мере наращивания скорости не было замечено никаких вмятин или складок на их выпуклых днищах. Поджатые изнутри давлением формообразования, баллоны жёстко держали свою форму, не реагируя на изменяющийся скоростной напор и не поддаваясь влиянию подсасывающих сил. По докладу экипажа в поведении самолёта не чувствовалось никакой разницы между конфигурацией с жёсткими имитаторами и с мягкими боевыми баллонами. Такая стабильность формы баллонов в интервале проверенных скоростей давала все основания считать, что она сохранится и при дальнейшем росте скоростей, вплоть до скорости полёта.

Решение о перекатке самолёта по земле было отменено, а подготовка к перелёту продолжена.

Решено было продолжить пробежки в пределах тех же допустимых скоростей, но уже с различными промежуточными положениями выпущенных баллонов. Их результаты, вопреки всяким сомнениям и мрачным предположениям, показали, что в проверяемом диапазоне скоростей никаких признаков неустойчивости баллонов пока не проявилось. Натяжение тросов систем уборки и подтяга, а также внутреннее давление формообразования поддерживали упругое состояние баллонов в любом из фиксированных промежуточных положений. В каждом из этих положений баллоны вели себя очень стабильно. Было ясно, что при скоростях до 150 км/час опасности потери устойчивости формы баллонов в процессе их выпуска и уборки не существует.

Такие результаты укрепили нашу уверенность в том, что идея и конструктивное исполнение ПВПУ успешно выдержат и самый последний этап своих испытаний. Если подобные результаты будут получены и при пробежках на военном аэродроме, но уже при разгоне до скоростей отрыва, то появятся все основания без особых сомнений переходить к выпуску ПВПУ в воздухе.

После окончания пробежек на самолёте в течение десяти дней августа были выполнены работы по устранению проявившихся в процессе морских

и наземных испытаний производственных дефектов и некоторых мелких конструктивных недостатков, а потом проведен первый этап фазочастотных испытаний систем ПВПУ и связанных с ними других самолётных систем.

К самому концу месяца был подготовлен, а 30 августа совершён перелёт с заводского на военный аэродром.

Взлетев в сторону моря, самолёт совершил правый разворот, не убирая ни шасси, ни закрылки, на небольшой высоте и небольшой скорости зашёл на взлётно-посадочную полосу военного аэродрома и сразу совершил на ней посадку. Как мы и ожидали, убранные баллоны вели себя в полёте совершенно спокойно, не изменяя своей формы и никак не влияя на поведение самолёта. К счастью, опасения работников ДКБА и наших аэродинамиков оказались напрасными. Перелёт прошёл спокойно, быстро и без каких-либо осложнений.

Освоившись на новом месте, восстановив старые контакты с КДП и организовав регулярную связь с производством и конструкторами ОКБ, мы почти сразу же после перебазирования провели второй этап частотных испытаний и приступили к скоростным пробежкам по бетонированной полосе. Используя ту же, что и на заводском аэродроме, систему наблюдения и киносъёмки, мы сначала повторили пробежки для разных положений выпущенных баллонов с разгоном до скоростей 140-150 км/час, а потом, убедившись в одинаковости новых результатов с ранее полученными, перешли к большим скоростям. Для каждого из трёх фиксированных промежуточных положений баллонов разгон проводился последовательно до скоростей 160, 180, 200, 220 и 240 км/час. Начиная со скорости 200 км/час, это были уже не просто скоростные пробежки, а фактически, прерванные взлёты, которые при скорости 235-240 км/час переходили в подлёты.

Как мы и надеялись, эти пробежки дали такие же результаты, как и пробежки по заводскому аэродрому. В течение целой недели мы гоняли самолёт по полосе с полувыпущенными баллонами, но так и не увидели никаких признаков ни изменения их формы, ни возникновения каких-либо колебаний. Во всём проверенном диапазоне скоростей, вплоть до 240 км/час, баллоны в любом своём состоянии были вполне устойчивы.

Появились основания отбросить все сомнения и смело выходить на лётные испытания.

Однако на этом этапе у нас опять произошла очередная существенная задержка. Мы не могли сразу же приступить к лётным испытаниям. Во-первых, к тому моменту ещё не был получен автомат устойчивости пути (АУП), заказанный фирме Успенского, работы по изготовлению которого по непо-

нятным причинам и вопреки предварительной договорённости срывались на неопределённое время. Во-вторых, к моменту окончания пробежек на правом баллоне накопились серьёзные дефекты. На этом баллоне было зафиксировано отслоение лямок крепления стрингеров и тросов подтяга стыковых лент крепления к бортоотсеку, нарушение целостности соединительных швов между отсеками. Как потом выяснилось, это было результатом скрытых производственных дефектов, допущенных ещё при изготовлении баллонов, а проявившихся из-за интенсивного нагружения в процессе наземных и морских испытаний. Кроме того, начали отслаиваться ремонтные накладки и усиления, которые устанавливались на оболочку в местах её разрывов, возникших в процессе наземной отработки. Эти дефекты стали частично замечаться ещё во время наземных и морских испытаний. Но если с такими дефектами ещё можно было выполнять скоростные пробежки, то идти на многократный выпуск баллонов в воздухе было очень рискованно.

Нужно было менять этот баллон на кондиционный. Через работников ДКБА, присутствовавших на испытаниях, был оформлен договор с заводом «Резинотехника» на срочное изготовление ещё одного боевого баллона. А пока шло изготовление АУПа и этого баллона, мы вынуждены были самолёт опять законсервировать и оставить на рабочей площадке военного аэродрома.

И снова все испытания ПВПУ, как и испытания самолёта по первому этапу, мы провели без непосредственного участия Главного конструктора. Его очень редкие и короткие посещения Таганрога как-то фатально не совпадали с основными этапами нашей работы. Основные объёмы наземной отработки ПВПУ, спуск на воду, морские испытания, скоростные пробежки по заводскому и военному аэродрому, перелёт — всё это прошло без Роберта Людвиговича. Только один раз, в конце июня 1974 года его приезд совпал с самым начальным этапом наземной отработки ПВПУ. И как назло, этот единственный случай присутствия Главного конструктора на испытаниях не обошёлся без неприятного происшествия.

Когда Роберт Людвигович приехал на заводскую площадку, чтобы посмотреть на самолёт с боевыми баллонами, мы как раз собирались начать один из первых выпусков ПВПУ от работающих двигателей. И вот в процессе этого выпуска, когда баллоны, пройдя стадию формообразования, стали наполняться рабочим давлением, из-за неточной регулировки вдруг произошёл разрыв одного из тросов уборки правого баллона. От удара концом лопнувшего троса в оболочке одного из отсеков образовалась пробоина и произошла очень интенсивная, почти взрывная разгерметизация этого отсека с весьма значительным разрывом оболочки на месте пробоины.

ны. Всё это произошло так неожиданно, сопровождалось таким сильным и резким хлопком, что изрядно напугало всех присутствующих. Однако ничего страшного не произошло. Были, как всегда, соблюдены все меры предосторожности, участники отработки, в том числе, Роберт Людвигович, находились на безопасном расстоянии от самолёта, разрыв оболочки, который потом быстро отремонтировали, никак не отразился на ходе наших дальнейших работ. Но то, что эта единственная за всё время отработки и испытаний ПВПУ серьёзная поломка произошла именно в присутствии Главного конструктора, было досадно. Роберт Людвигович отнёсся к этому случаю очень спокойно и назвал его «генеральским дефектом».

Это был единственный случай, когда Роберт Людвигович лично присутствовал на испытаниях своего уникального взлётно-посадочного устройства на самолёте. Больше ему это никогда не удавалось.

Лётные испытания с выпуском ПВПУ в воздухе мы уже проводили после его смерти.

7

На площадке военного аэродрома самолёт простоял без движения целых шесть месяцев — с октября 1974 года по март 1975 года.

Получив опытный образец АУПа только в конце февраля 1975 года, а новый баллон — в начале марта, мы к концу первой декады апреля сумели смонтировать их на самолёте, провести их наземную отработку, а также отработку и проверку всех систем самолёта после длительной стоянки и расконсервации и подготовить самолёт к выполнению новой серии испытательных полётов.

Лётные испытания с ПВПУ были спланированы так же, как и испытания первого этапа, с разделением на несколько автономных циклов. В первый цикл были включены полёты по отработке автомата устойчивости и снятию характеристик самолёта с этим автоматом. Ко второму циклу были отнесены полёты по поиску оптимальных скоростей и высот полёта с выпуском ПВПУ и по отработке профилей таких полётов. А в третьем цикле были сосредоточены уже те полёты, в которых должны были производиться собственно выпуски ПВПУ и снятие характеристик самолёта с выпущенными баллонами.

Завершив к середине апреля подготовку самолёта к первому циклу полётов, проведя ещё одну проверочную серию скоростных пробежек и выполнив тридцатиминутный контрольный облёт с выходом на максималь-

ные скорости для проверки баллонов в убранном положении, мы начали испытательные полёты.

С 21 по 29 апреля было выполнено 8 полётов со средней продолжительностью в 1 час 5 минут. Первый из этих полётов был посвящён определению работоспособности АУПа, а остальные 7 полётов — снятию характеристик устойчивости самолёта с этим автоматом. Совершая по одному, а то и по два полёта каждый день, мы до конца апреля выполнили всю намеченную программу. Обработка полученных материалов, а также непосредственное восприятие самолёта Ю.М. Куприяновым показали, что АУП существенно увеличил запас путевой устойчивости. Для полётов с убранными баллонами, в том числе, для крейсерского полёта, это несколько усложняло пилотирование, делало наш самолёт «непослушным» при управлении по курсу. Но учитывая экспериментальный статус ВВА-14 и необходимость гарантированного обеспечения безопасности, особенно при выполнении первых полётов с выпуском баллонов, когда ещё неизвестно, как будет вести себя самолёт в новой конфигурации, такой запас устойчивости, даже за счёт некоторого ухудшения управляемости, был полезен. В этом случае мы действовали по поговорке: «Запас карман не тянет». Да и формально мы обязаны были перед цагистами отреагировать на результаты продувок моделей, показавших тенденцию к путевой неустойчивости.

Три рабочих недели мая ушли на анализ результатов первого цикла, на устранение проявившихся новых мелких дефектов, на доработки и переналадки, связанные с подготовкой ко второму циклу, а в течение четырёх рабочих дней последней недели (с 26 по 29 мая) были выполнены 6 испытательных полётов этого цикла.

Первые в мировой авиационной практике полёты с выпуском таких огромных баллонов в воздухе требовали чрезвычайных мер предосторожности. Во-первых, оптимальная скорость полёта должна была быть наименьшей из всех возможных, чтобы свести к минимуму аэродинамические нагрузки на баллоны в процессе и после их выпуска, и в то же время вполне достаточной для того, чтобы самолёт «плотно сидел» в воздухе и хорошо управлялся. Во-вторых, оптимальная высота выполнения первого выпуска баллонов должна была предусматривать запас высоты для осуществления манёвров на случай выхода из аварийных положений, но не чрезмерной, чтобы не забираться в область пониженного давления, где усложнилось бы регулирование давления в баллонах. В-третьих, в порядке подготовки к этому первому полёту нужно было дать возможность лётчику самостоятельно в процессе тренировок отработать наиболее удобный для него

профиль полёта, прочувствовать этот полёт, проиграть мысленно все его нюансы, отшлифовать все варианты своих возможных будущих действий.

С этой целью и выполнялись испытательные полёты второго цикла. Их количество, продолжительность и содержание определялись исключительно Ю.М. Куприяновым, от чьего мастерства зависел результат предстоящего необычного лётного эксперимента.

Испытания второго цикла закончились 29 мая, когда выходя из самолёта после второго в этот день, а всего шестого полёта, Юрий Михайлович сказал: «Всё! Я готов!». Можно было приступить к последнему, самому важному этапу испытаний.

И мы провели его без лишних формальностей. Напомню, ещё в конце 1973 года планировалось повторное заседание методсовета МАП для получения разрешения на такие испытания. Однако когда стало известно о закрытии темы ВВА-14, особенно после ухода из жизни Роберта Людвиговича, наши работы уже выпали из поля зрения министерства и научных институтов, да и руководства ОКБ. Мы были предоставлены самим себе. Привлекать к своим работам официальное внимание было явно лишним — чего доброго, последует очередной запрет. Помня бурную реакцию нашего министра на начало полётов ВВА-14 в 1972 году, мы решили на этот раз не выходить к нему за разрешением на первый вылет с выпуском ПВПУ (что формально обязаны были сделать), а на случай, если придётся объясняться, «прикрыться» старым общим разрешением на полёт, полученным ещё от С.И. Кадышева.

Что до необходимости с целью безопасности выполнить несколько первых полётов с выпуском ПВПУ на аэродроме ЛИИ, — то мы и так уже получили много экспериментального материала, дающего представление о фактических свойствах и технических характеристиках баллонов. Этот материал исключил основную массу сомнительных вопросов, свёл до минимума возможность возникновения каких-то непредвиденных нештатных ситуаций при выпуске и уборке баллонов в воздухе и снял необходимость излишней перестраховки.

Итак, будучи на 95% уверенными в успешном завершении лётных испытаний с ПВПУ, оценив ещё раз, но уже в новых условиях, возможности таганрогского военного аэродрома, мы решили весь объём лётных испытаний, в том числе и первый полёт, выполнять в Таганроге. И даже не сообщать в министерство дату первого полёта с выпуском ПВПУ, а проинформировать начальство уже по его результатам.

Исследования самолёта с ПВПУ нужно было во что бы то ни стало закончить как можно быстрее, пока нам эту работу не прикрыли. Это нужно

было сделать во имя памяти Роберта Людвиговича и, как он сам говорил, «для будущих самолётов». Но, беря на себя всю ответственность за исход и последствия эксперимента, мы ещё и ещё раз должны были позаботиться о безопасности его проведения.

Подготовка к первому полёту с выпуском ПВПУ, проведенная в течение первой недели июня 1975 года, отличалась даже большей тщательностью, чем подготовка к первому вылету в 1972 году. Опять, так же, как и тогда, было организовано сопровождение нашего самолёта самолётом Бе-30, а также киносъёмка процессов выпуска, уборки и полёта с выпущенными баллонами как с воздуха, так и с земли.

Накопившиеся к тому времени сведения об особенностях ПВПУ и работы, сделанные Ю.М. Куприяновым во время его тренировочных полётов, позволили нам определить чёткие параметры первого полёта. Полёт этот должен был носить чисто оценочный характер. Он должен был показать, что процесс выпуска и уборки ПВПУ в воздухе проходит действительно так, как это и было задумано, что ничего опасного при этом ни с баллонами, ни с самолётом не происходит, и что с выпущенными ПВПУ самолёт может также уверенно держаться в воздухе, как и без них. Никаких других задач перед этим полётом не ставилось. Для обеспечения наблюдения за самолётом с земли полёт должен был проходить в зоне аэродрома, а выпуск и уборка баллонов должны были выполняться в момент прохождения самолёта над взлётно-посадочной полосой. В соответствии с заданием самолёт со взлётным весом 35000 кг должен совершить стандартный взлёт, подняться на высоту 2000м, оставаясь ниже облаков, войти в зону аэродрома и летая по кругу с проходом над полосой, выполнить выпуск ПВПУ. Выпуск должен производиться по готовности лётчика при механизации крыла во взлётном положении на скорости полёта 270 км/час. После завершения формообразования и наполнения баллонов до рабочего давления лётчик должен проверить визуально и по приборам стабильность их выпущенного положения и, не меняя ни положения механизации крыла, ни скорости полёта, выполнить горизонтальную «площадку». Проанализировав поведение самолёта и убедившись в приемлемости его реакции на выпущенные баллоны, лётчик должен убрать предкрылки и закрылки, плавно разогнать самолёт до скорости 295-300 км/час, и на этой скорости, не меняя высоты полёта и не уходя за пределы видимости, выполнить ещё два круга над аэродромом с проходом над взлётной полосой. Перед уборкой ПВПУ необходимо выпустить механизацию крыла опять во взлётное положение и снизить скорость до тех же 270 км/час, а уборку производить на горизонтальной «площадке» при пролёте опять же над

взлётной полосой. После контроля завершения уборки ПВПУ самолёт должен совершить снижение, заход на посадку и приземление по стандартной методике. Время полёта — в пределах 30-40 минут по усмотрению лётчика.

Вместе с этим заданием были разработаны и рекомендации экипажу на случай возникновения нештатных ситуаций. На случай возможного отказа системы выпуска и уборки были рассмотрены варианты посадки самолёта с полностью выпущенными баллонами, а также с баллонами, застрявшими в не полностью и несимметрично выпущенном положении. Были рассмотрены также действия экипажа в случае частичного разрушения в воздухе самих баллонов или нарушения их крепления к конструкции самолёта.

И задание, и эти рекомендации были подробно обсуждены со специалистами КБ, ЛИКа, испытательной бригады и с экипажем на специальном рабочем совещании. На этом подготовка к полёту была закончена.

Полёт был назначен на среду 11 июня. Погода в Таганроге в это время стояла очень жаркая, поэтому полёт решено было выполнять ранним утром.

Как и при выполнении первого полёта в 1973 году, испытательная бригада прибыла на аэродром ещё на рассвете. В начале шестого, к приезду экипажа предполётный осмотр и контрольная гонка двигателей были уже проведены. Самолёт встретил приехавший экипаж в полной готовности. Проведя последний короткий разбор полётного задания, обменявшись с экипажем традиционными для такого случая репликами и проводив его к самолёту, мы с И.К. Винокуровым поехали на КДП.

На этот раз наблюдать за предстоящим полётом нужно было именно оттуда. Отследить с земли самые ответственные и интересные моменты выпуска и уборки баллонов, которые должны были выполняться не по команде руководителя полётом, а по инициативе самого лётчика и по мере его готовности, можно было только поддерживая постоянную связь с экипажем и ориентируясь на его сообщения. Непосредственный контакт с лётчиком нужен был ещё и для того, чтобы можно было отреагировать немедленно советом или командой на возникновение какой-нибудь, хоть и маловероятной, но всё-таки возможной нештатной ситуации. Кроме того, из КДП хорошо просматривалась вся воздушная зона аэродрома, что позволяло видеть самолёт на высоте выполнения задания на любом участке его кругового полёта.

Пока Ю.М. Куприянов вырубивал на старт, Н.С. Харин дал команду на заводской аэродром Е.А. Лахмутову о взлёте Бе-30. Совершив стандартный взлёт, ВВА-14 набрал заданную высоту в 2000 метров, встретился с самолётом сопровождения и через какое-то время появился в поле нашего зрения вместе с уже пристроившимся к нему Бе-30.

Пройдя над аэродромом, самолёт ушёл на первый круг. По сообщению Юрия Михайловича, он хотел в конце этого круга выполнить сначала прицельный проход над полосой для уточнения момента начала выпуска, а на следующем круге уже произвести выпуск ПВПУ.

Описав первый круг, самолёт на удалении 1,5-2 км зашёл в створ взлётной полосы и на скорости в 270 км/час (по сообщению Куприянова) прошёл над ней в прямолинейном полёте, а на расстоянии 1-1,5 км от её конца сделал левый разворот и ушёл на второй круг.

Этот первый проход был прицельным и для нас. Наблюдая за самолётом во время его прохода над полосой, мы убедились, что относительно небольшая скорость его движения и значительная протяжённость прямолинейного участка полёта позволит нам увидеть весь процесс выпуска и уборки, а ракурс, под которым мы его видели, даст нам возможность при помощи полевого бинокля хорошо рассмотреть все детали этого процесса.

Несмотря на то, что у нас была почти стопроцентная уверенность в успешном выполнении всего полётного задания, этот полёт не мог не волновать. Причём, это волнение было какого-то особого рода. Оно было вызвано не тем остатком неуверенности, которая маячила где-то в глубине сознания, и не обострившимся вдруг чувством личной ответственности за происходящее, а возникло от сознания того, что предстоящая операция является уникальной, выполняемой впервые в авиационной практике, что она является в какой-то степени «шагом в неизведанное» и что ты непосредственно причастен к этому необычному событию.

К тому моменту, когда самолёт, уже сделавший первый круг, снова вышел на прямую над взлётной полосой, мы, вооружившись биноклями, уже не спускали с него глаз, ожидая сигнала от Ю.М. Куприянова.

Но проходили секунды, а ничего особого не происходило. Самолёт спокойно шёл над полосой, не меняя своей конфигурации (см. Фото 12.13). Юрий Михайлович молчал. Только когда была пройдена почти половина рабочей дистанции, мы услышали: «У меня всё в норме. Но сделаю ещё заход».

Вопрос о начале выпуска решал сам Ю.М. Куприянов. Раз он не выполнил его во втором заходе, как собирался, значит, ещё не был готов, значит, решил ещё что-то проверить или проиграть в уме — ему там было виднее. А возможно, то волнение и нервное напряжение, которое испытывали мы здесь, на КДП, и, как я потом узнал, все наблюдатели на рабочей площадке, не обошло стороной и Юрия Михайловича, и ему нужно было время, чтобы избавиться от него и войти в своё обычное рабочее состояние.



Фото 12.13

Полёт с убранными баллонами ПВПУ

Самолёт пошёл на следующий круг. Эта вынужденная отсрочка ещё больше обострила обстановку. Напряжение нарастало. И вот самолёт снова на траверсе взлётной полосы. Всё наше внимание — на самолёте. Снизу очень хорошо видны оба баллона в убранном положении. Мы следили за ними с замиранием сердца.

Наконец, в тот момент, когда самолёт находился на подлёте к началу полосы, раздался как всегда спокойный, ровный голос Юрия Михайловича: «Начинаем! Выпуск!»

И буквально через несколько мгновений после этих слов мы увидели (в бинокль это было отлично видно), как днища обоих баллонов начали одновременно отделяться от бортовсексов и опускаться вниз. Одновременно с этим по бокам сложенных баллонов появились по две выпуклые складки, которые по мере опускания днищ всё больше выпучивались наружу. В результате этого поперечное сечение баллонов сначала приобретало форму сплюсненной восьмёрки с перешейком по верхним стрингерам, потом, раздуваясь, увеличиваясь в размерах и растягиваясь вниз, плавно в вертикально вытянутый овал с перехватом посередине и, наконец, при дальнейшем выпучивании боковин — в полный круг. (Как только баллоны приобрели цилиндрическую форму, у нас — у меня, у Винокурова и Харина — невольно и почти одновременно вырвался вздох облегчения). Вся эта трансформация, продолжавшаяся, как нам удалось засечь, в течение 20-22 секунд, проходила очень плавно и равномерно, без каких-либо заметных нам колебаний баллонов. Самолёт при этом двигался очень спокойно, визуальнo совершенно не реагируя на такое серьёзное изменение своей конфигурации. После завершения формообразования выпуск баллонов продолжался. Мы видели это по тому, как в течение ещё 12-15 секунд изменялась форма баллонов, с каждой секундой становясь на вид всё более выпуклой и упругой. Сообщение Ю.М. Купри-

янова о завершении выпуска, т.е. о наполнении баллонов путём «дожима» до рабочего давления, мы получили только тогда, когда самолёт находился уже на расстоянии 250-300 метров за пределами полосы, пролётев, таким образом, от момента начала выпуска до его завершения около 3000 метров.

Итак, первая, самая непредсказуемая и сомнительная по возможным результатам часть полётного задания была успешно выполнена. Это значительно снизило наше нервное напряжение, но не позволяло полностью расслабиться, т.к. нужно было ещё убедиться в стабильности формы баллонов в их выпущенном положении и произвести уборку ПВПУ.

Два запланированных и выполненных круга с проходами над аэродромом на разных скоростях от 270 до 300 км/час показали, как по наблюдениям с земли и с самолёта сопровождения, так и по сообщениям Юрия Михайловича, что и баллоны, и самолёт ведут себя вполне нормально. Ни какого-либо изменения формы наполненных баллонов, ни изменения поведения самолёта не наблюдалось.

По докладу Юрия Михайловича всё проходило штатно, кроме того, что сразу же после выпуска ПВПУ, который производился при отклонённых во взлётное положение закрылках, появилась лёгкая тряска самолёта. По величине и характеру она напоминала тряску, испытываемую самолётом при пробежках по грунтовому аэродрому. После уборки закрылков для разгона на большую скорость тряска прекращалась, при выпуске — снова возникала. После обсуждения с Юрием Михайловичем характера и интенсивности этой тряски мы решили продолжить выполнение полётного задания.

При виде с земли полёт с выпущенным ПВПУ казался таким же ровным и спокойным, как и с убраным, а сам самолёт выглядел при этом ещё более необычным, чем всегда. Наблюдая за ним на разном удалении и при разных ракурсах, я увидел, что такая конфигурация, оказывается, совсем не портит его экзотического внешнего вида. Огромные по длине и по диаметру баллоны так органично вписывались в необычные контуры корпуса, что не только не нарушали его пропорции, но и придавали его формам ещё большую законченность (см. Фото 12.14).

В конце последнего круга, когда самолёт снова вышел в створ взлётной полосы для выполнения прохода с уборкой ПВПУ, опять появилось волнение. Хотя при выпуске мы уже благополучно прошли через самые сомнительные и потенциально опасные промежуточные положения баллонов, прохождение при уборке через те же положения, но в обратном порядке, когда схема работы и нагружения баллонов и систем существенно меняется, вызывало всё-таки некоторое опасение.



Фото 12.14

Полёт с выпущенными баллонами ПВПУ

Когда Юрий Михайлович произнёс с таким волнением ожидавшееся слово «Уборка!», самолёт находился уже над началом взлётной полосы, и весь процесс уборки нам был хорошо виден.

На наших глазах надутые, упругие на вид баллоны начали сжиматься, теряя свою цилиндрическую форму. Их боковины, оставаясь всё время выпуклыми, вместе с верхними стрингерами втягивались внутрь, а днища, потеряв свою прежнюю упругость, но не изменяя формы, подтягивались вверх. Пройдя без каких-либо задержек, сбоев или заеданий через те же стадии трансформации, что и при выпуске, но только в обратном порядке, баллоны благополучно сложились и прижались к бортов отсекам, а их днища опять приобрели упругую выпуклую форму. Мы очень чётко засекали этот момент и у кого-то из нас вырвалось; «Ну, вот и всё!». А когда через несколько секунд после этого прозвучал голос Юрия Михайловича: «ПВПУ убрано!», на КДП раздался трёхголосый крик «Ура!». Присутствовавшие там военные операторы с улыбками наблюдали, как три солидных мужика (Винокуров, Харин и я) орали и тискали друг друга в объятиях. Так накопившееся за всё время нервное напряжение получило наконец-то свою разрядку. Этот эмоциональный всплеск вобрал в себя разные чувства. Здесь были и радость, и гордость, и удовлетворение, и облегчение. Успешное выполнение самого спорного и потенциально опасного этапа наших испытаний было, по нашему мнению, достойно любого проявления эмоций, и стесняться нам этого было нечего.

На уборку баллонов ушло, по нашим наблюдениям, от 16 до 18 секунд, в течение которых самолёт прошёл расстояние около 1400 метров.

Пройдя над взлётно-посадочной полосой до её конца, Ю.М. Куприянов запросил разрешения на окончание полёта. Получив его от Н.С. Ха-

рина, он уже без самолёта сопровождения выполнил снижение, построил стандартную коробочку и совершил посадку.

Перед разбором полета мы сфотографировались, чтобы оставить память об этом неординарном событии (см. Фото 12.15).



Фото 12.15

После первого выпуска ПВПУ в воздухе

6 часов утра 11 июня 1975 года

Юрий Михайлович доложил, что полёт прошёл успешно. За 40 минут вся намеченная программа была полностью выполнена. Экипаж действовал в строгом соответствии с полётным заданием и полученными рекомендациями. Успеху, как он считает, способствовала глубокая предварительная проработка особенностей этого полёта. Реакция самолёта на все его действия оказалась именно такой, какой она и прогнозировалась специалистами.

При выпуске ПВПУ, который производился на скорости 270 км/час, потребовалась перебалансировка по тангажу и некоторое повышение режима двигателей, что объясняется возросшим сопротивлением наполненных баллонов. Это же обстоятельство потребовало относительного увеличения потребной тяги при полёте с уже выпущенным ПВПУ на больших скоростях. При уборке баллонов нужна была обратная перебалансировка и снижение режима двигателей. При выпуске и уборке ПВПУ самолёт не испытывал никаких дополнительных нагрузок. Процессы эти проходили на удивление очень спокойно, не было ни резких толчков, ни ударов, ни

вибраций, что говорило экипажу о нормальном прохождении баллонов через промежуточные положения. Признаков путевой неустойчивости не было. АУП работал вполне эффективно, пресекая любые попытки самолёта к рысканию. Выпущенное положение баллонов фиксировалось экипажем визуально (наполненные носовые конуса баллонов были хорошо видны через фонарь лётчика) и по величине давления в отсеках баллонов (на манометрах приборной доски экспериментатора). А убранное положение — опять же по состоянию носовых конусов, а также по сигналу о срабатывании замков силовых гидроцилиндров системы уборки. Всё проходило штатно, как и ожидалось. Единственным неожиданным моментом явилась тряска при выпущенных закрылках. Эта тряска, как сообщил Юрий Михайлович ещё во время полёта, имеет монотонный характер и небольшую интенсивность, поэтому, на первый взгляд, особой опасности не представляет, хотя и создаёт неприятные ощущения. Её причину и источник в этом полёте определить не удалось. А в общем, по результатам уже даже этого первого полёта можно сказать, как считает Юрий Михайлович, что выпуск и уборка ПВПУ, так же, как и полёт самолёта ВВА-14 с выпущенными баллонами, никаких особых проблем для лётчика не представляют. И самолёт на этих режимах полёта можно смело оценить вполне положительно.

8

Третий, и уже последний цикл испытательных полётов мы выполнили за 13 рабочих дней второй половины июня. Этот цикл состоял из 11 полётов с выпуском ПВПУ в воздухе. Общий налёт составил 9 часов, а налёт с выпущенными баллонами — 6 часов 38 минут.

Все эти полёты, кроме первого, проходили уже без воздушного сопровождения, но с обязательным наблюдением за процессом выпуска и уборки баллонов с земли. Для этого в каждом из полётов, независимо от выполняемого задания, выпуск и уборка производились при пролёте самолёта над аэродромом в створе взлётно-посадочной полосы. Такой пролёт выполнялся после взлёта перед уходом самолёта в рабочую зону, и перед посадкой после возвращения из этой зоны.

В программу этого цикла испытаний входило:

- Изучение и отработка процессов:
 - выпуска и уборки баллонов при разных положениях механизации крыла и разных скоростях полёта (от V_{\min} до $V = 300$ км/час) на горизонтальной площадке;

— выпуска баллонов на режимах снижения с разными скоростями при посадочном положении механизации крыла;

— уборки баллонов на режимах набора высоты с разными скоростями при взлётном положении механизации крыла; (комбинации различных режимов и конфигураций распределялись между всеми полётами, по одной конкретной комбинации для выпуска и по одной для уборки на каждый из десяти полётов).

- Снятие характеристик устойчивости и управляемости самолёта с выпущенными баллонами при разных скоростях в горизонтальном полёте, а также на режимах набора высоты и на снижении. Полёты со снятием этих характеристик должны выполняться с работающим АУПом, а к концу испытаний нужно выполнить полёт с выключенным АУПом для оценки возможности пилотирования самолёта при отказе автоматики. Выполнение этой программы должно было начинаться со второго полёта.

Однако, в связи с тем, что в первом полёте обнаружилась тряска самолёта, появилась необходимость прежде всего разобраться с условиями возникновения, причиной и источником этой тряски, определить её параметры и попытаться найти пути её устранения.

Поэтому второй и третий полёты были посвящены решению именно этой задачи. Была оперативно составлена специальная программа таких исследований, а на самолёт была срочно установлена дополнительная аппаратура, регистрирующая уровень вибраций и перегрузок.

В этих двух полётах, выполненных 13 и 17 июня, исследовалось влияние на тряску самых различных факторов: скорости и траектории полёта, углов тангажа, углов отклонения закрылков, выполняемых эволюций и др.

Наблюдения и инструментальные записи показали, что тряска появляется при отклонении закрылков, а возникает в задней части бортов отсеков, в зоне расположения конических законцовок баллонов. Интенсивность тряски повышается при увеличении углов отклонения закрылков, а также при увеличении углов атаки и тангажа. В результате анализа полученных материалов стала понятна физическая картина возникновения тряски. Как выяснилось, она обусловлена взаимодействием двух струйных неоднородных потоков воздуха, одним из которых являлся отклонённый вниз поток за закрылками, а другим — поток, срывающийся с хвостовой части баллонов. Соударяясь своими неоднородными струями, они генерировали воздушные импульсы, которые с определённой частотой били по внешним частям бортов отсеков и по задней части баллонов. Создаваемая таким образом тряска распространялась по всему корпусу самолёта.

Изучив параметры тряски, мы пришли к выводу, что для самолёта, во всяком случае, на данном этапе, она никакой реальной опасности не представляет, и её наличие не мешает выполнению намеченной программы лётных испытаний. Однако, учитывая, что тряска — это, безусловно, явление неприятное, и от него, в принципе, необходимо избавляться, мы решили в процессе проведения испытаний, не мешая их ходу, поискать способ борьбы с ним и отработать его, если не для этого конкретного экземпляра самолёта, то хотя бы на будущее.

Когда прояснилась природа тряски, наметились и методы её устранения. Первый — устранение неоднородности потока за закрылками, а второй — обеспечение бесрывного обтекания хвостовой части баллонов.

Второй путь можно было реализовать только через существенное изменение формы задней части баллонов. Для этого нужно было сначала отработать такую форму на моделях, разработать новую оснастку и изготовить новые баллоны. В данный момент такой путь был, естественно, для нас совершенно неприемлем. Он годился только для будущего. Первый путь, тоже не очень простой, был в наших условиях более реальным.

Неравномерность потока за закрылками объясняется неодинаковыми условиями формирования пограничного слоя как на поверхности хвостовой части крыла, так и на поверхности самого закрылка (разная по размаху шероховатость, местные нарушения контура, стыки обшивки, выступающий крепёж и т.п.). В результате возникает различная интенсивность срыва потока на разных участках закрылка и формирование струй с разной энергетикой, что и делает весь поток неоднородным.

Чтобы устранить эту неоднородность, нужно заранее, ещё на подходе воздушного потока к закрылку, организовать искусственный срыв пограничного слоя на всём протяжении задней кромки крыла. Тогда попавший на закрылки перемешанный турбулентный воздушный поток будет иметь одинаковую по всему своему объёму структуру и его контакт со срывным потоком от баллонов не должен возбуждать ударные импульсы. Для осуществления такого искусственного срыва в авиационной практике обычно применяются так называемые «турбулизаторы». Они представляют собой вертикальные пластинки, которые устанавливаются под разными углами к набегающему потоку и размещаются с определённым шагом перед поверхностью, на которой нужно сорвать поток.

Было решено попробовать воздействовать на нашу тряску именно этим способом. Но так как для получения нужного эффекта количество турбулизаторов, место их расположения, шаг и угол установки в каждом конкретном

случае подбирается только опытным путём (теоретическому расчёту это не поддаётся), а экспериментировать нам было некогда, ставить перед собой задачу устранения тряски в процессе этих испытаний было нереально. Поэтому, учитывая, что тряска по своему характеру и интенсивности была неопасной и не мешала выполнению намеченной программы, мы решили ограничиться каким-то одним, подобранным наугад вариантом расположения турбулизаторов и в одном из последних полётов проверить их влияние на интенсивность тряски. А уже по результатам этой проверки сделать вывод об эффективности этого способа и о целесообразности его применения в будущем.

После того, как аэродинамикам, конструкторам и производству было выдано задание на проектирование, изготовление и установку турбулизаторов, мы приступили к исследованию устойчивости и управляемости самолёта с выпущенным ПВПУ и с АУПом. Этому были посвящены следующие 6 полётов, которые были закончены в течение пяти рабочих дней.

Эти полёты продемонстрировали вполне удовлетворительные характеристики самолёта с выпущенными баллонами во всём проверяемом диапазоне скоростей и режимов полёта. АУП успешно выполнял свои функции. Параметры устойчивости и управляемости укладывались в стандартные нормативы.

В отличие от первого полёта с выпуском ПВПУ все последующие полёты этого цикла проходили в спокойной обстановке. Нервное напряжение разрядилось, и возникла некоторая расслабленность, даже излишняя уверенность в непогрешимости нашей конструкции, убеждённость в полной надёжности и стабильности процессов выпуска и уборки. Неординарные процессы становились для нас всё более привычными, ослабевала бдительность и осторожность.

И очень скоро мы за это были наказаны. Новая техника не простила нам такой расслабленности. Неприятность произошла 25 июня во время выполнения девятого полёта с выпуском ПВПУ.

Это был последний полёт по снятию характеристик устойчивости с выпущенным ПВПУ и АУПом. Кроме основного задания, должно было выполняться дополнительное, связанное с повторным выпуском и уборкой баллонов. Когда первое задание было выполнено, самолёт, пройдя над полосой, убрал ПВПУ, сделал круг и снова проходя над нами, выпустил ПВПУ второй раз, от Юрия Михайловича вдруг поступило сообщение, что в процессе повторного выпуска оборвался носовой трос правого баллона.

Наблюдая с земли, мы ничего этого не заметили. Визуально баллон при выпуске и в выпущенном положении выглядел так же, как и во всех

предыдущих полётах и так же, как и при первом выпуске в этом полёте. А лётчик определил это по характерному звуку в процессе выпуска и по отсутствию этого троса в поле его зрения после выпуска.

Ситуация была очень серьёзная. Юрий Михайлович попросил совета. Что делать? Попытаться убрать баллоны в таком состоянии или совершать посадку с выпущенными баллонами? Подумать было о чём.

Носовой трос был неотъемлемой частью единой тросовой системы, принимая самое активное участие как в процессе выпуска, так и уборки. При выпуске он своим натяжением сдерживал коническую часть оболочки баллона от преждевременного её распрямления и обеспечивал этим её выпуклую форму во всех промежуточных положениях. При уборке он подтягивал носовую часть баллона к борлотсеку, выдавливая при этом из неё излишки воздуха и поддерживая устойчивую промежуточную конфигурацию. Разрушение этого троса в нашем случае было опасно, во-первых, тем, что нечем подтягивать носок баллона при уборке, а во-вторых, тем, что произошла разбалансировка всей тросовой системы.

Сразу возникла уйма вопросов. Как повлияет отсутствие носового троса на перераспределение нагрузки между остальными тросами? Что будет с носовой частью баллона, если уборку производить без носового троса? Удастся ли без него выдавить из первого отсека воздух? Выдержат ли при этом увеличенную нагрузку передние охватывающие троса? Какую форму будет иметь носовая часть после уборки? Как она в неподтянутом, обвисшем виде будет вести себя в скоростном потоке? Не будет ли такое обвисшее положение источником отрыва носовой части, а потом и всего баллона от борлотсека?

Подобная серия вопросов возникла и по поводу посадки с неубранными баллонами. Такая посадка в лучшем случае грозила разрушением обоих баллонов (как мы знаем, задние части баллонов в выпущенном положении опускаются ниже основной ноги шасси и при посадке первыми войдут в соприкосновение с землёй), а в худшем — полной потерей самолёта и огромным риском для экипажа, т.к. неизвестно, как поведёт себя самолёт после удара о землю упругими баллонами (может возникнуть ряд очень сильных неуправляемых «козлов» с выносом самолёта за пределы полосы и с возможным опрокидыванием на крыло или даже на спину).

Выбирать одну из этих возможностей нужно было быстро, т.к. горючего в самолёте было немного. Времени на долгие раздумья не было. Пока самолёт выполнял свой очередной круг, наши специалисты в форсированном режиме отрабатывали различные ситуации и оценивали их возможные последствия.

Выбран был первый вариант. Несмотря на множество неясных вопросов, он всё-таки имел больше шансов на благополучный исход.

Команда на уборку баллонов была передана Юрию Михайловичу, когда самолёт находился на подходе к последнему развороту на полосе. Куприянов не стал терять времени и сразу после выхода в створ полосы начал уборку.

Всё опять, как и при первом выпуске ПВПУ, проходило на наших глазах.

Опять всё внимание было приковано к баллонам, на КДП все замерли.

С земли было видно, как баллоны начали сжиматься и подтягиваться к борто отсекам. Однако с правым баллоном ничего особенного не происходило. Просто из его носовой части воздух стравливался медленнее, чем из остальных отсеков, и он постепенно отставал в процессе складывания от своих соседей. При этом по ходу уборки к борто отсеку подтягивалась только задняя часть переднего отсека, граничащая со вторым отсеком, а передний конус, сжимаясь по мере потери давления, вверх не подтягивался. Самый носок переднего конуса практически оставался всё время на одном уровне. К концу уборки, когда все остальные отсеки правого баллона сложились и подтянулись к борто отсекам, носовая часть переднего отсека, сжавшись и потеряв выпуклую форму, осталась в зависшем состоянии.

Когда мы получили сообщение от Юрия Михайловича о том, что уборка закончена, а это означало, что в баллоны подано давление формообразования, мы увидели, что носок правого баллона несколько раздулся, но так и остался обвисшим.

Уборка прошла совершенно спокойно, без каких-либо эксцессов, и все наши волнения, к счастью, оказались напрасными. С земли мы не видели никаких колебательных движений обвисшего носка. Не чувствовал и не видел этих колебаний и Куприянов. Не было заметно, что этот свободно висящий носок отжимается скоростным потоком назад по полёту, чего в принципе можно было ожидать, не было заметно также и никаких его попыток оторваться от борто отсека.

Но, несмотря на это, Юрий Михайлович получил команду немедленно садиться. Нужно было как можно скорее уходить «подальше от греха» и не испытывать лишний раз судьбу.

Посадка прошла спокойно. Обвисший носок не помешал ни нормальному приземлению, ни пробежке.

Когда самолёт зарулил на стоянку, мы увидели, что кроме носового троса разрушенным оказался и один из тросов передней охватывающей пары. Осмотр и проверка тросовой системы обоих баллонов показал, что причи-

ной возникновения аварийной ситуации явилась неправильная регулировка натяжения тросов. В связи с большими нагрузками при выпуске и уборке баллонов на тросовую систему, в результате чего троса могут получать дополнительную остаточную вытяжку, а вся система терять сбалансированность, после каждого полёта мы проводили осмотр, проверку натяжения тросов, и необходимую их подрегулировку. Это было железным правилом. Но с каждым последующим удачным выпуском в результате некоторого ослабления нашего внимания, а также высоких темпов испытаний и большой загруженности бригады, проверки стали не такими тщательными и ответственными. В результате именно такой недоработки в свой девятый полёт самолёт ушёл с перетянутыми носовыми тросами. А то, что этот злополучный выпуск оказался вторым по счёту в этом полёте, ещё усугубило картину. Во время первого выпуска и уборки могла и, очевидно, произошла дополнительная, причём, неравномерная между левым и правым баллонами, неконтролируемая разбалансировка, которая наложилась на первоначальную и ещё больше увеличила натяжение носовых тросов. При этом по какой-то случайной причине правый носовой трос оказался перетянутым сильнее левого. Во время второго выпуска, получив увеличенную суммарную нагрузку, он не выдержал и лопнул. А во время уборки из-за отсутствия носового троса его часть нагрузки по выдавливанию воздуха из первого отсека и по подтягиванию его к бортотсеку взяли на себя два первых охватывающих троса. Один из них не смог выдержать такого перегруза и тоже разрушился.

Но, как говорится, нет худа без добра. Оно оказалось незапланированным натурным испытанием нашей конструкции на живучесть и очень наглядно продемонстрировало её высокий уровень. «Раненая» тросовая система успешно сработала на уборку баллонов, сохранив их целостность и обеспечив безопасную посадку самолёта в экстремальных условиях.

Замена разрушенных тросов, регулировка системы и наземная обработка выпуска и уборки баллонов были выполнены во вторую смену того же дня, и наутро самолёт был готов к следующему испытательному полёту.

Предпоследний (десятый) полёт выполнялся с отключенным АУПом.

В этом полёте, как доложил на разборе Юрий Михайлович, он смог непосредственно прочувствовать на себе ту тенденцию самолёта к рысканию, которая была обнаружена ещё при продувках моделей, и ради которой был создан АУП. В течение всего полёта, продолжавшегося 55 минут, в котором самолёт с выпущенным ПВПУ проходил на разных скоростях через все возможные режимы, от лётчика потребовалась постоянная готовность к своевременному вмешательству в процесс стабилизации самолёта. Это требовало особого

внимания и сосредоточенности. И хотя само парирование вручную непроизвольно возникающих отклонений от курса проходило довольно легко и вполне успешно, обстановка напряжённого ожидания существенно утомляла лётчика и усложняла его работу. Испытания показали, что самолёт с выпущенным ПВПУ без АУПа можно стабилизировать по курсу вручную, но возможность осуществления такого полёта нужно рассматривать только в аварийной ситуации. Штатные полёты ВВА-14 обязаны выполняться только с АУПом.

Полёт без АУПа выполнялся 26 июня, а на следующий день 27 июня 1975 года состоялся последний, одиннадцатый полёт с ПВПУ и вообще самый последний полёт ВВА-14.

Этот полёт с установленными турбулизаторами был коротким, всего 30 минут. Полетав в зоне военного аэродрома с выпущенным ПВПУ на разных скоростях и с разными положениями механизации крыла, Юрий Михайлович сообщил (а потом это же подтвердили и записи вибрации), что тряска совсем не исчезла, но её интенсивность на всех проверенных режимах очень существенно снизилась. Это подтверждало эффективность выбранного способа борьбы с тряской. Были все основания считать, что в будущем при переходе от случайной неоптимальной схемы турбулизаторов, какой она была в нашем случае, к оптимизированной схеме, можно будет от тряски избавиться совсем.

Выполнив это полётное задание, убрав ПВПУ, Юрий Михайлович совершил последний проход над взлётно-посадочной полосой военного аэродрома, помахал на прощание нам крыльями и, выполнив заход на взлётно-посадочную полосу заводского аэродрома, совершил на нём свою последнюю посадку.

Испытательные полёты самолёта ВВА-14 с выпуском в воздухе ПВПУ были закончены.

9

Какими оказались результаты испытаний ПВПУ?

Подтвердилась реальность всех тех необычных свойств, которые были заложены Главным конструктором Р.Л. Бартини в это уникальное взлётно-посадочное устройство, показаного полное соответствие заданным требованиям, опровергнуты все скептические предсказания «учёных» доброжелателей и на практике доказана жизнеспособность этого универсального устройства.

В процессе прочностных испытаний были продемонстрированы отличные амортизационные качества баллонов, их эластичность, огромная трудоёмкость, достаточная прочность.

Наземные испытания показали способность наполненных баллонов обеспечивать устойчивость самолёта на стоянке и исключительно малое давление на грунт.

Во время морских испытаний получены доказательства очень хороших мореходных качеств самолёта на наполненных баллонах, его отличную плавучесть и остойчивость, высокую живучесть и непотопляемость.

В ходе лётных испытаний было убедительно доказано, что и в выпущенном и в убранном положении баллоны сохраняют форму и упругость на всех режимах полёта, что их уборка, выпуск и формообразование проходит совершенно спокойно и однозначно, что самолёт с выпущенными баллонами имеет хорошие летные характеристики.

Таким образом, все особенности конструкции ПВПУ и основные режимы его работы на земле, на воде и в воздухе, которые нужно и можно было проверить на первом экземпляре самолёта, взлетающего «по-самолётному», были проведены.

Остались невыясненными только те вопросы, которые были связаны с режимами вертикального взлёта и посадки. Неясно было, как баллоны будут взаимодействовать с работающими подъёмными двигателями, в частности, какой температурный режим будет под центропланом у земли и на воде, как баллоны будут воспринимать этот режим, как на них будет действовать паро-водяная среда и брызговые струи, как повышенное давление под центропланом будет влиять на форму баллонов и т.п.

Но и без этого можно было смело сказать, что необычное взлётно-посадочное устройство успешно выдержало экзамен. Несмотря на то, что наш экземпляр ПВПУ являлся только первым, ещё далеко не совершенным вариантом, обладающим большим весом, сложной и многодельной системой уборки-выпуска, трудоёмкой технологией изготовления баллонов, он уже сейчас мог служить реальным прототипом для будущих подобных конструкций.

Теперь уже совершенно ясно, что, применив в качестве оболочки баллонов новые современные прочные, герметичные и эластичные материалы, упростив и усовершенствовав систему уборки-выпуска с использованием метода вакуумирования вместо силового метода, можно создать пневматическое взлётно-посадочное устройство, полностью отвечающее всем авиационным требованиям (и по весу, и по технологичности, и по времени срабатывания, и по простоте эксплуатации) и в то же время имеющее уникальные, совершенно новые качества.

Последний полёт с выпуском ПВПУ был и последним во всей программе лётных испытаний. На этом работа по самолёту ВВА-14 закончилась.

За период с сентября 1972 года по июль 1973 и с апреля по июнь 1975 года (т.е. за 14 месяцев) было выполнено 107 испытательных полётов с общим налётом 104 часа, среди которых было 11 полётов с двенадцатью выпусками ПВПУ в воздухе. Для совершенно оригинального по схеме и по конструкции экспериментального самолёта такой темп (в среднем по 7,6 полёта в месяц, т.е. по одному полёту ~ каждые три рабочих дня) был чрезвычайно высоким. Он говорил об отличном техническом состоянии испытываемого самолёта, о надёжности его конструкции и о работоспособности его систем и механизмов. Он характеризовал высокую жизнеспособность такого самолёта, эффективность заложенных в него идей и конструктивных решений.

К сожалению, к тому времени это уже никого из власти имущих не интересовало.

Чрезвычайно смелая и новаторская по тому времени программа экспериментального самолёта ВВА-14, предусмотренная правительством и сулившая при своём успешном выполнении очень интересные перспективы по созданию совершенно нового направления в авиации, заблокированная и сорванная отказом изготавливать специальные подъёмные двигатели для этого самолёта, оказалась не выполненной. Из всех принципиально новых технических решений, заложенных Главным конструктором в этот проект, нам с большим трудом, и то лишь потому, что Роберт Людвигович вовремя принял решение об установке на самолёте временного колёсного шасси, удалось исследовать только аэродинамическую схему самолёта и пневматическое взлётно-посадочное устройство. Остальные проблемные вопросы, такие, как векторное управление, подъёмная силовая установка, устойчивость самолёта на газовой подушке и другие остались не доведенными до конца.

Конструкторские и расчётные работы по векторному управлению прекратились ещё к концу 1974 года, а сборка второго экземпляра, которая ещё в 1974 году еле теплилась, в начале 1975 года совсем замерла. Готовность самолёта к этому моменту была 87% (не хватало только самих подъёмных двигателей и элементов векторного управления). Этот экземпляр в таком незаконченном виде простоял в сборочном цехе, покрываясь пылью, в течение всего 1975 и большей половины 1976 года, а в конце этого года, когда меня в Таганроге уже не было, был «перебазирован» (а проще, выброшен) на заводское самолётное кладбище в дальнем углу лётного поля, где догнивали остатки каких-то разбитых и заброшенных агрегатов.

В период 1970-1971 годов, наряду с самолётом ВВА-14, у Роберта Людвиговича было ещё одно официальное правительственное задание, требующее большого объёма конструкторских проработок и экспериментальных исследований. Оно касалось экраноплана-носителя боевых самолётов. Эта работа была задана Р.Л. Бартини, как Главному конструктору Таганрогского машиностроительного завода (головной организации по этой работе) решением ВПК № 184сс от 22.07.70 года и приказом министра № 275сс от 28.08.70 года в соответствии с планом межведомственного Координационного Совета и получила наименование «А-2000» (открытый шифр — тема «Взлёт»). В то время в правительстве рассматривался вопрос о масштабном развороте работ по созданию отечественных авианесущих кораблей. И хотя в соответствии с оборонительной доктриной Советского Союза острой потребности в таких кораблях не было, наличие у потенциального противника большого количества авианосцев различных классов и необходимость обеспечения паритета во всех областях вооружений заставляли советское руководство серьёзно реагировать на настоятельные требования военного командования по этому вопросу. Так как создание авианесущего флота требовало огромных долговременных затрат в масштабе всей страны, перед принятием окончательного решения правительством была организована проработка и изучение всех возможных аспектов этой проблемы, в том числе и ряда альтернативных предложений. **Одним из них было и предложение Роберта Людвиговича о создании такого флота не на базе современных тихоходных водоизмещающих кораблей по типу уже имеющихся за рубежом, а на основе быстроходных сверхтяжёлых экранопланов со взлётным весом в 2 и более тысячи тонн.** Это предложение, несмотря на некоторую свою экзотичность (как, впрочем, всё у этого необычного Главного конструктора), было настолько привлекательным и многообещающим, что правительство поручило Роберту Людвиговичу и ряду научно-исследовательских институтов промышленности, ВВС и ВМФ провести комплекс исследовательских и конструкторских работ по обоснованию технической возможности, стратегической, тактической и экономической целесообразности создания таких аппаратов и подготовить ориентировочный проект реализации этого предложения.

Идея экранопланов, т.е. аппаратов, движущихся с большими скоростями над водой (или над гладкой твёрдой поверхностью) в непосредственной близости от неё, возникла давно. Ещё на заре авиации. И базировалась она на том необычном свойстве, которое приобретало самолётное крыло конечного размаха при движении вблизи экрана. Свойство это заключалось в том, что на расстоянии от экрана, равном половине и меньше хорды крыла, аэродинамическое качество этого крыла (отношение подъёмной силы к лобовому сопротивлению) резко возрастает по сравнению с его значением в свободном потоке. Увеличение качества происходит за счёт увеличения подъёмной силы на этом режиме и существенного уменьшения лобового сопротивления. Аэродинамическое лобовое сопротивление, как известно, складывается из двух составляющих — так называемого «вредного сопротивления», связанного с вязкостью и сжимаемостью воздуха (комбинация сопротивления трения, сопротивления формы и волнового сопротивления) и «индуктивного сопротивления», связанного с созданием подъёмной силы. В свободном потоке система стекающих с концов крыла вихрей, возникающих на крыле конечного размаха вследствие перетекания воздуха с нижней поверхности на верхнюю из-за разности давления на этих поверхностях (пониженного на верхней и повышенного на нижней), деформируют поток воздуха, создают за крылом скос потока, в результате чего обтекающая крыло масса воздуха отбрасывается вниз (см. Рис. 13.1А).

Это и является источником подъёмной силы крыла в свободном потоке. Величина подъёмной силы определяется количеством движения отбрасываемых масс, а мощность, потребная для этого, равняется произведению силы на скорость полёта. Этой силой в данном случае как раз и является сила индуктивного сопротивления. Индуктивное сопротивление прямо связано со скосом потока за крылом.

При движении крыла в непосредственной близости от экрана картина обтекания меняется (см. Рис. 13.1Б). При протекании воздуха в узком пространстве между крылом и экраном происходит его интенсивное притормаживание, часть скоростного напора набегающего потока преобразуется в давление, между крылом и экраном возникает так называемая «динамическая воздушная подушка», и давление на нижнюю поверхность профиля значительно повышается.

В то же время близость экрана, перекрывая пространство под крылом, препятствует отбрасыванию воздуха вниз от крыла и резко уменьшает углы скоса потока. Механизм образования подъёмной силы меняется. Теперь основная её часть возникает за счёт динамической подушки под крылом. Доля подъёмной

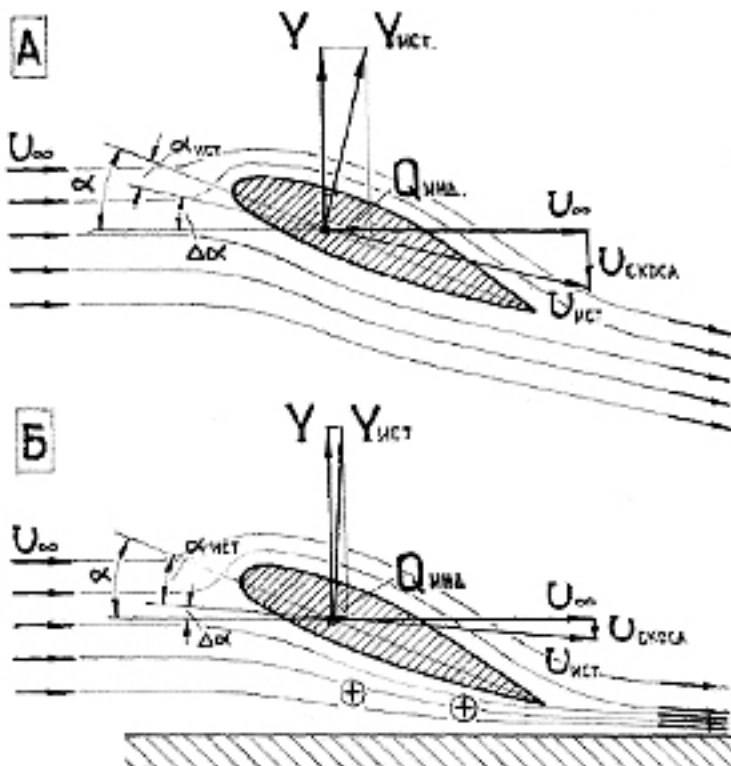


Рис. 13.1

Схема обтекания крыла конечного размаха в свободном потоке (А) и вблизи экрана (Б)

V — направление потока вдали от крыла; α — кажущийся угол атаки;
 $\Delta\alpha$ — угол скоса потока; $V_{ист}$ — истинная скорость потока; $\alpha_{ист}$ — истинный
 угол атаки; $Y_{ист}$ — истинное направление подъёмной силы крыла;
 $Q_{ист}$ — индуктивное сопротивление крыла.

силы от скоса потока, а стало быть, и индуктивное сопротивление, резко падают. Чем меньше расстояние между крылом и экраном, тем больше подъёмная сила от воздушной подушки (При $h \approx 0,1-0,2$ она может быть при прочих равных условиях больше, чем подъёмная сила в условиях свободного потока), тем меньше индуктивное сопротивление и тем больше аэродинамическое качество крыла.

Продувки серии моделей крыла удлинением 0,5-0,8 с концевыми шайбами показали (см. граф. 13.1), что при относительных высотах от экрана в пределах 0,1-0,05 аэродинамическое качество может достигать значений 24-42, т.е. в 1,5-2,5 раза больше, чем у современных транспортных самолётов.

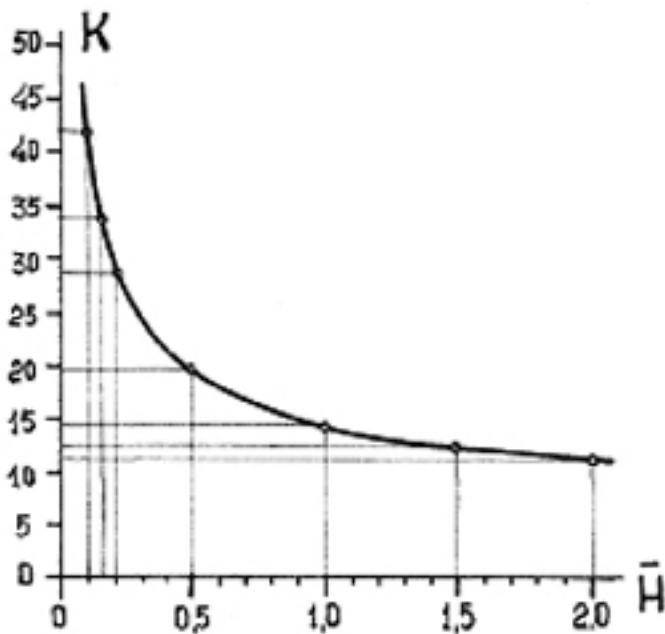


График 13.1

Зависимость аэродинамического качества (K) от относительного расстояния до экрана (\bar{H})

А это значит, что использование принципа движения над экраном позволяет при скоростях движения, соизмеримых с самолётными, во столько же раз уменьшить потребную энерговооружённость аппарата, а стало быть, существенно увеличить его дальность полёта и экономическую эффективность. Как раз эта особенность экранного полёта и является наиболее привлекательной для разработчиков транспортных средств.

История экранопланостроения началась с 1935 года созданием финским специалистом Т. Каарио первой крупной буксируемой модели экраноплана. С этого времени и до начала 70-х годов (когда мы начали работы по теме «Взлёт») в разных странах проводились исследования и разработки опытных экземпляров различных типов аппаратов, использующих экранный эффект. Этим новым направлением техники, находящимся на границе между кораблестроением и самолётостроением, интересовались как отдельные специалисты, так и целые солидные фирмы этих двух отраслей промышленности. Шли поиски наиболее приемлемых энергетических установок, средств механизации, балансировки, управления. Проверялись различные компоновочные конфигурации экранопланов, среди которых

наиболее часто рассматривались аппараты с крылом малого удлинения, выполняемые преимущественно по двум схемам — по схеме «летающего крыла» и по чисто самолётной схеме (см. Рис. 13.2 и 13.3).

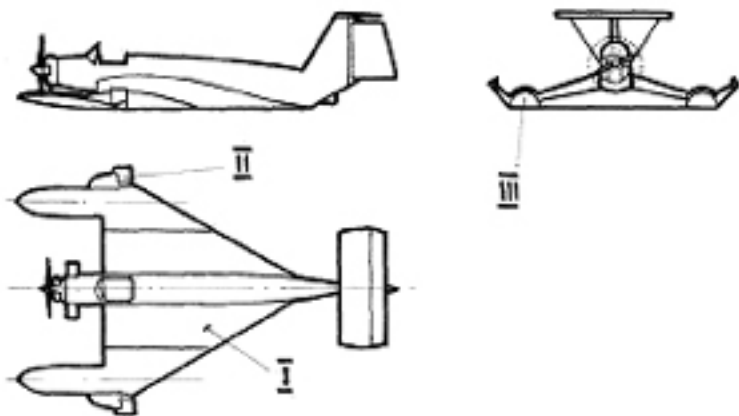


Рис. 13.2
Схема экраноплана А. Липпиша X-112

I — основное крыло; II — наклонное крыло с элероном; III — поплавок —
— концевая шайба.

Особое внимание при этом уделялось поиску наиболее рационального решения проблемы, связанной с необходимостью движения в двух разнородных средах и в обеспечении оптимального перехода из водяной среды в воздушную и наоборот. Дело в том, что экраноплан приобретает высокое аэродинамическое качество только после того, как полностью выходит из воды и начинает полёт над поверхностью. Именно на этом режиме у него снижается потребная энерговооружённость и проявляются необычные качества. А вот для выхода на этот режим экраноплану нужна дополнительная энергия. Если движение экраноплана начинается из положения на плаву, то для достижения скорости выхода из воды, ему при разгоне необходимо будет преодолеть пик гидродинамического сопротивления (т.н. «горб» сопротивления), при котором аппарат имеет самое низкое значение аэродинамического качества (в 2,5-3,5 раза меньше, чем на режиме экранного полёта) (см. Граф. 13.2).

Это требует значительного увеличения стартовой энерговооружённости по сравнению с её крейсерским значением, что в свою очередь существенно снижает весовую отдачу и все технико-экономические характеристики экранопланов. Успешное решение именно этой проблемы является залогом их дальнейшего развития и освоения.

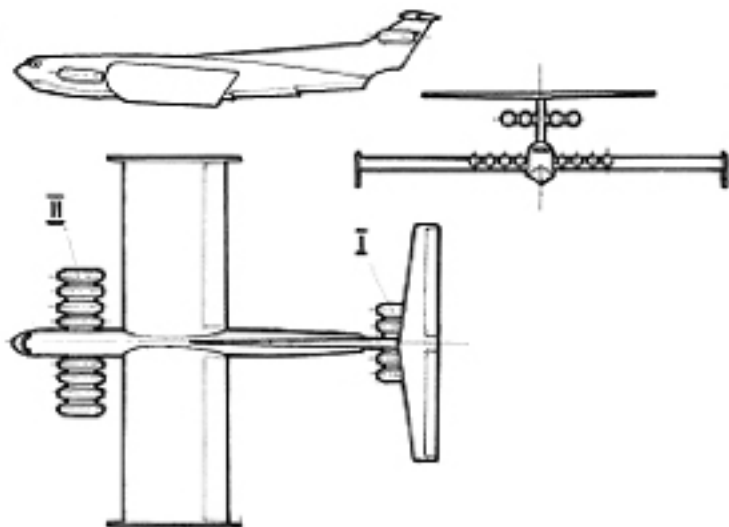


Рис. 13.3
Схема экраноплана NASA

I — маршевые двухконтурные турбореактивные двигатели; II — стартовые (поддувные) двухконтурные турбореактивные двигатели.

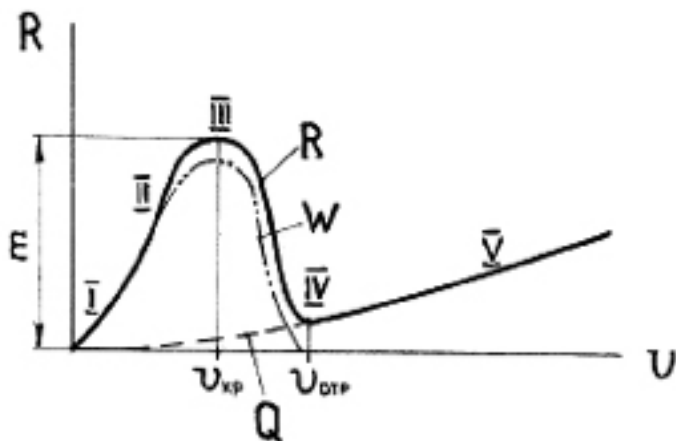


График 13.2
Кривые сопротивления движению экраноплана.

R — суммарное аэрогидродинамическое сопротивление; W — гидродинамическое сопротивление; Q — аэродинамическое сопротивление; m — сопротивление на «горбе»; I — режим плавания; II — режим глиссирования; III — преодоление «горба» сопротивления; IV — отрыв от воды; V — околоэкранный полёт.

Анализ зарубежных материалов показывает, что в процессе поиска оптимального решения старта экранопланов разными авторами использовались разные пути:

- Увеличение мощности единой силовой установки сверх потребной для экранного полёта с целью преодоления «горба» сопротивления;
- Применение раздельной силовой установки, работающей и на разбеге, и в полёте, и стартовой, работающей только на разбеге;
- Применение средств, уменьшающих гидродинамическое сопротивление на режиме разгона по воде;
- Применение разгрузки экраноплана при разбеге путём создания статической воздушной подушки под корпусом и крылом;
- Применение разгрузки экраноплана при разбеге путём поддува под крыло струями от воздушных винтов или выхлопными струями реактивных двигателей.

Все эти методы применяются в различных проектах как в чистом виде, так и в различных комбинациях друг с другом.

За период с начала 30-х годов до начала 70-х зарубежными фирмами и отдельными специалистами строились модели и отдельные небольшие экспериментальные образцы экранопланов, проводились теоретические и проектные исследования и расчёты. Однако, несмотря на чрезвычайную привлекательность и очевидную перспективность этого вида транспорта, проблема создания экранопланов за рубежом так и не вышла из стадии поисков, экспериментов, изучения и проектных разработок. Тот опыт, который накопился в этом деле, показывал, что вопросы эффективного использования принципа экранного движения наталкиваются на серьёзные технические трудности, на очень большую сложность, большие объёмы и высокую стоимость экспериментальных, производственных и доводочных работ. Оказалось, что создание экранопланов с высокими весовыми и экономическими характеристиками, способных занять своё достойное место в ряду современных видов транспорта и успешно конкурировать с морскими судами и самолётами — дело чрезвычайно непростое. Кроме научных и инженерных трудностей, оно сталкивается ещё и с огромными организационными трудностями, т.к. не укладывается в рамки ни авиастроительной, ни судостроительной отрасли, а требует создания специального нового индустриального направления промышленности. Очевидно, по этим причинам до сих пор за рубежом не появилось ни одного действующего в эксплуатации экраноплана.

Очень интересный и поучительный опыт строительства экранопланов имелся и в Советском Союзе. Работы в этой области, которыми занимался Генеральный конструктор Р.Е. Алексеев, смогли в определённый период обогнать аналогичные работы за рубежом и, в отличие от них, пройдя через стадию экспериментов, смогли выйти на этап постройки опытных образцов и даже первых серийных экземпляров. Однако такой результат был достигнут не за счёт успешного решения всего сложного комплекса научно-технических проблем, а в большей мере за счёт существенного упрощения тактико-технических требований к этому виду транспорта. Так как в Советском Союзе разработка экранопланов с самого начала получила чисто военно-прикладную направленность, в требованиях к ним основное внимание обращалось на их боевые качества, задача же по экономичности вообще не ставилась, т.к. для военной техники в нашей стране того времени это качество не имело никакого значения. Это обстоятельство существенно упростило задачу проектирования, сняло многие сложные проблемы и позволило совершить временной прорыв в практическом экранопланостроительстве, но привело к тому, что на советских образцах экранопланов не была в полной мере реализована потенциальная возможность получения высокого уровня экономичности за счёт рационального использования увеличенного аэродинамического качества при движении вблизи поверхности. Самое главное, принципиальное и наиболее ценное преимущество экраноплана над всеми скоростными транспортными средствами воплощено в жизнь не было.

Генеральный конструктор Р.Е. Алексеев руководил ЦКБ по СПК (Центральным конструкторским бюро по судам на подводных крыльях), расположенным на берегу Волги в г. Горьком, где и проводилась разработка и строительство советских экранопланов.

Первую свою модель экраноплана Р.Е. Алексеев испытал в 1957 году. В отличие от своих зарубежных коллег, он сразу пошёл по пути создания тяжёлых экранопланов. Несмотря на то, что он был коренным корабелом, пришёл к экранопланам от морских и речных судов и не имел никакого опыта работы с летательными аппаратами, с самого начала им была выбрана чисто самолётная схема, по которой и были спроектированы все его экранопланы: явно выраженный водоизмещающий фюзеляж с килеватым многореданным днищем, прямоугольные или трапецевидные крылья малого удлинения, хвостовое вертикальное и горизонтальное оперение. В качестве маршевых применялись турбовинтовые или реактивные двигатели,

а в качестве стартового устройства — поддув под крыло выхлопных струй специальных поддувных реактивных двигателей.

С 1957 года по начало 70-х годов (к моменту получения Робертом Людвиговичем задания по теме «Взлёт») Р.Е. Алексеевым был изготовлен и испытан целый ряд экспериментальных образцов экранопланов-«самолетных моделей» (СМ) различной размерности (от 2800 кг до 6300 кг), на которых отрабатывались аэродинамические и компоновочные особенности таких летательных аппаратов...

Но уже в 1963 году был заложен, а в 1966 году спущен на воду на экспериментальном заводе «Волга» под Горьким уникальный гигантский экспериментальный экраноплан КМ-1 («Корабль-макет») полётным весом 540 000 кг с десятью реактивными двигателями ВД-7 (8 поддувно-маршевых и 2 чисто маршевых) (см. Рис.13. 4).

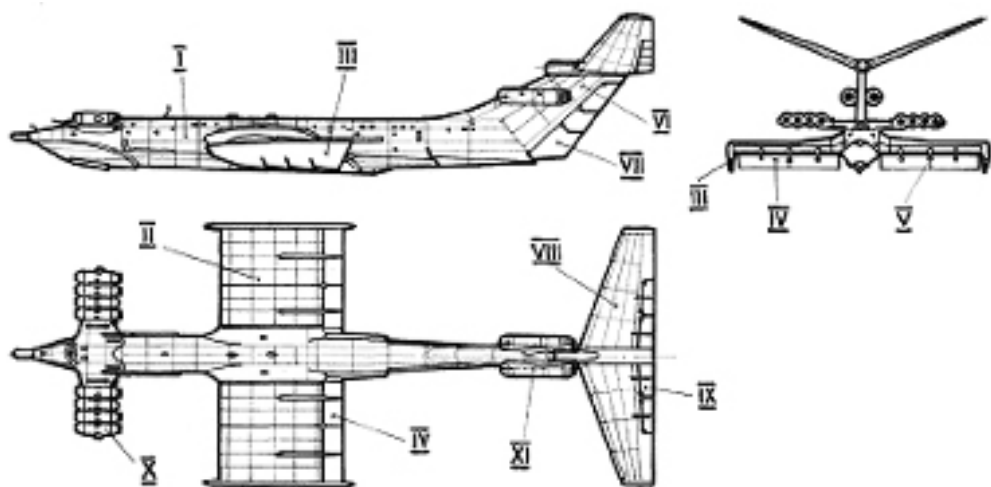


Рис. 13.4
Экраноплан Алексеева КМ-1

I — водоизмещающий многореданный фюзеляж-лодка; II — несущее крыло малого удлинения; III — боковое реданное крыльевое ограждение; IV — стартовый закрылок; V — подкрыльные разделительные рёбра; VI — киль; VII — руль направления; VIII — стабилизатор; IX — рули высоты; X — маршево-поддувные двигатели; XI — маршево-тормозные двигатели.

Этот экраноплан проходил испытания на Каспийском море и получил на Западе название «Каспийского монстра».

Работы по экранопланам в ЦКБ по СПК проводились под эгидой министерства обороны. И хотя министр судостроения Бутома, которому при-

надлежало ЦКБ, считая эти работы несвойственными его ведомству, всячески пытался отделаться от них, благодаря заинтересованности военных, личному интересу к экранопланам члена Политбюро ЦК КПСС Д.Ф. Устинова и энтузиазму Р.Е. Алексеева и его соратников разработка этого нового вида транспортной техники медленно, но продвигалась вперёд, преодолевая всяческие бюрократические препоны.

В начале 70-х годов (уже после того, как Р.Л. Бартини начал официально заниматься темой «Взлёт») работы в ЦКБ по СПК перешли от модельных и натурных исследований к попытке создания боевых аппаратов. Так, в 1972 году вышел на испытания первый боевой опытный десантно-транспортный экраноплан взлётным весом 140 000 кг, получивший наименование «Орлёнок» (см. Рис. 13.5).

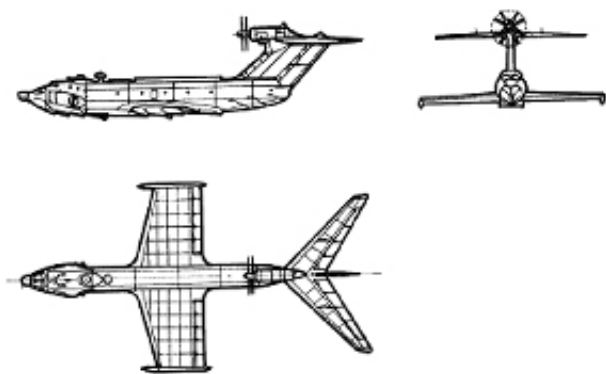


Рис. 13.5

Экраноплан Алексеева «Орлёнок» весом 140 000кг

Кроме этого первого экземпляра было построено ещё 4 таких экраноплана: в 1973 году — экземпляр для статических испытаний и ещё три экземпляра для войсковых испытаний и опытной эксплуатации. Из этих трёх экранопланов была сформирована отдельная авиагруппа в составе авиации ВМФ, базирующаяся на секретной базе в г. Каспийске.

Постройка и успешные испытания «Орлёнка» привлекли особое внимание руководства страны, в результате чего ЦКБ по СПК получило существенное увеличение финансирования, расширение своих производственных площадей и поддержку дальнейших планов. В начале 80-х годов по инициативе и при поддержке Д.Ф.Устинова, который в то время занимал пост министра обороны, оставаясь членом Политбюро ЦК КПСС, была принята государственная программа разработки и строительства экранопланов, по которой предусматривалось серийное изготовление около сотни «Орлят»

и создание нескольких видов тяжёлых боевых экранопланов различного назначения (ударных, патрульных, противолодочных и т.п.).

В 1985 году совершил первый полёт экраноплан-ракетоносец «Лунь» взлётным весом 380 000кг (см. Рис. 13.6).

«Лунь» хорошо показал себя на испытаниях и должен был стать родоначальником целой ветви подобных боевых экранопланов.

Однако в 1985 году ситуация неожиданно изменилась. После смерти Д.Ф. Устинова новый министр обороны С. Соколов, в прошлом танкист, не увидел в экранопланах перспективы. Государственная программа была закрыта, финансирование остановлено, и все работы по созданию этого перспективного вида транспорта в ЦКБ по СПК были практически прекращены, как это у нас в стране часто случалось и с другими новыми разработками.

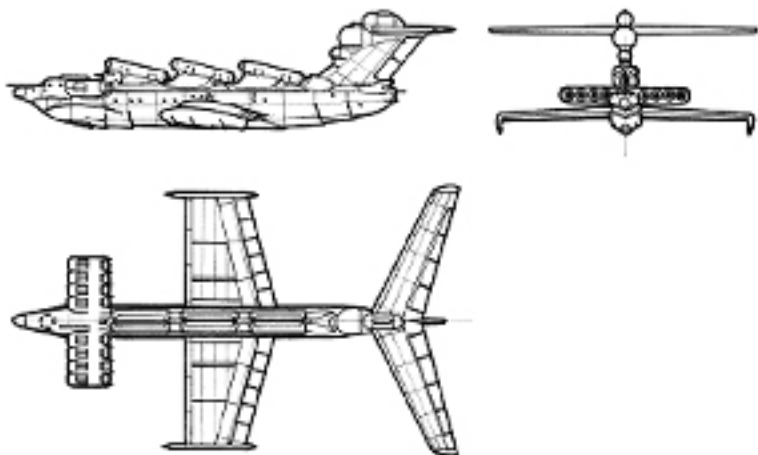


Рис. 13.6
Экраноплан Алексева «Лунь» весом 380 000кг

3

Занимался экранопланами и Роберт Людвигович. Он знал о первых работах Р.Е. Алексеева, но, считая его схему неоптимальной, шёл своим путём. В отличие от экранопланов Р.Е. Алексеева, экранопланы Р.Л. Бартини базировались на схеме «летающего крыла», в основе которой, как и во всех его аппаратах «бесконтактного движения», лежал большой центроплан малого удлинения ($\lambda = 0,5-0,8$) с двумя водоизмещающими гидродинамическими поплавками, установленными по катамаранной схеме на его

концевых хордах и выполняющими роль боковых шайб. Но в отличие от схемы ВВА-14 (и других летательных аппаратов Бартини этого типа), в которой большой центроплан являлся только частью составного крыла и функционировал вместе с большими консолями, в схеме экраноплана функции крыла выполнял один центроплан, без консолей. К этой схеме, имеющей некоторое внешнее сходство с отдельными схемами иностранных экранопланов, Роберт Людвигович пришёл, как мы видели, практически одновременно с официально признанным родоначальником экранопланостроения, финским инженером Т. Каарио (в 1935 году) и совершенно независимо ни от него, ни от других зарубежных конструкторов.

Типовая компоновочная схема экранопланов Бартини, помимо большого несущего центроплана с боковыми поплавками, включала в себя:

- выступающую вперёд по оси центроплана и вписывающуюся в его мидель надстройку по типу носовой части обычного самолётного фюзеляжа, в которой размещалась кабина экипажа;
- двухкилевое вертикальное оперение, кили которого разнесены по концевым хордам центроплана и крепятся на задних частях поплавков;
- горизонтальное оперение, состоящее из центрального переднего стабилизатора, размещённого перед центропланом между выступающими вперёд носовыми частями поплавков, двух внешних передних консолей и двух задних консолей, центральный стабилизатор вместе с передними консолями крепится к носкам поплавков, а также дополнительно — к носовой части фюзеляжной надстройке;
- две силовые установки — маршевую и поддувную. Маршевые двигатели размещаются на верхней поверхности центроплана в его хвостовой части или на пилонках по оси центроплана, или у основания килей. Поддувные двигатели размещаются перед центропланом на переднем центральном стабилизаторе.

Для обеспечения устойчивости на разгоне и на режимах экранного движения Робертом Людвиговичем, наряду с применением оригинальной схемы оперения, была разработана специальная геометрическая и аэродинамическая профилировка центроплана.

На Рис. 13.7;13.8;13.9 показаны общие виды трёх гипотетических экранопланов, выполненных по схеме Бартини, взлётные веса которых выбраны равными взлётным весам экранопланов Алексеева «КМ-1», «Луны» и «Орлёнка». Все эти общие виды экранопланов выполнены в одинаковом масштабе.

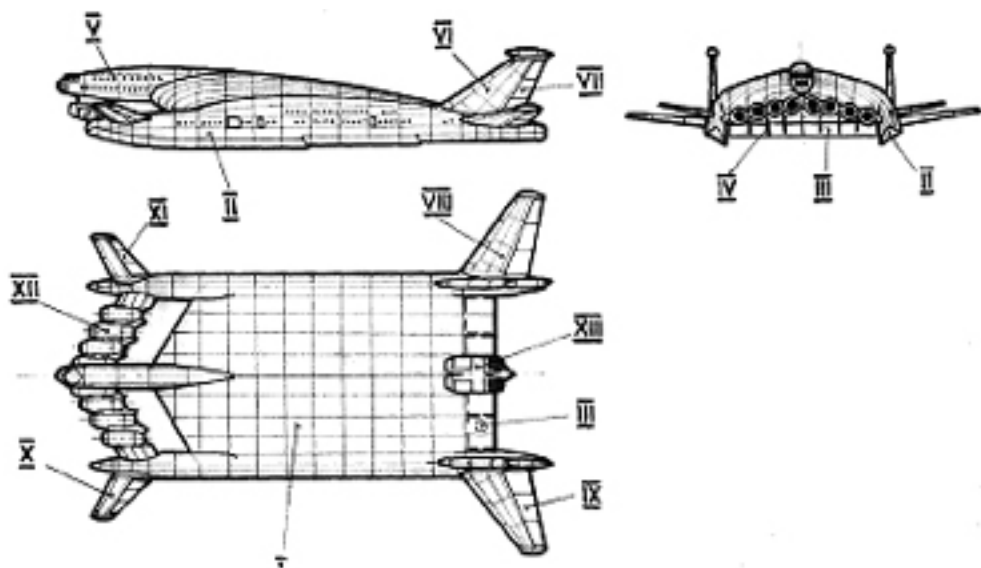


Рис. 13.7

Гипотетический экраноплан Бартини весом 540 000кг

I — несущий центроплан малого удлинения; II — водоизмещающий катамаранный многореданный борлотсек-лодка; III — стартовый закрылок; IV — подцентропланые разделительные рёбра; V — фюзеляжная надстройка; VI — киль; VII — руль направления; VIII — консоль хвостового стабилизатора; IX — задний руль высоты; X — консоль носового стабилизатора; XI — передний руль высоты; XII — маршево-поддувные двигатели; XIII — маршево-тормозные двигатели.

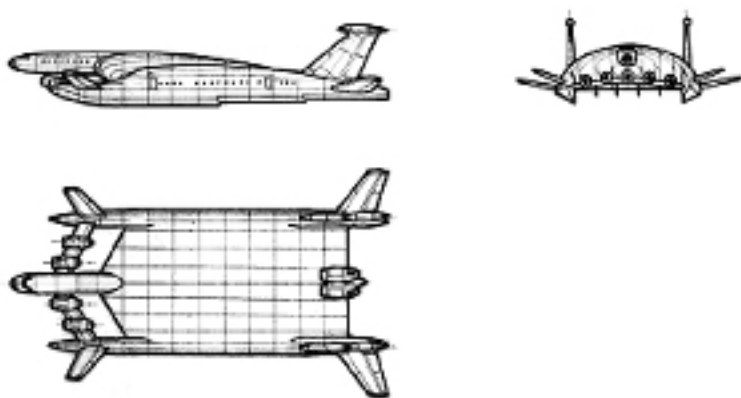


Рис. 13.8

Гипотетический экраноплан Бартини весом 380 000кг

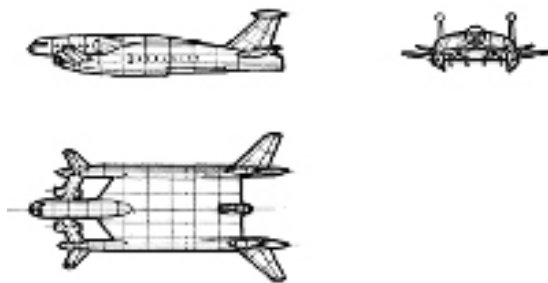


Рис. 13.9

Гипотетический экраноплан Бартини весом 140 000кг

Сравнение этих экранопланов и самый беглый анализ их характеристик (см. таблицу 13.1) показывает, что наряду с существенно меньшими габаритами и большей компактностью, экранопланы Бартини обладают рядом значительных преимуществ над экранопланами Алексеева.

Таблица 13.1

№	Параметр	«КМ-1»	Экраноплан Бартини	«Лунь»	Экраноплан Бартини	«Орлёнок»	Экраноплан Бартини
1	Взлётный вес, т	540	540	380	380	140	140
2	Максимальные габариты: — длина, м — ширина, м — высота, м	93,3 37,8 21,8	68,3 48,8 13,2	73,8 44,0 19,2	59,0 35,6 13,2	58,0 31,5 16,3	43,0 24,4 10,2
3	Удельная нагрузка на крыло, кг/м ²	815	550	691	550	460	550
4	Площадь крыла, м ²	662,5	982	550	691	304,6	254,5
5	Удлинение крыла	2,08	0,5	3,52	0,5	3,25	0,5
6	Средняя хорда крыла, м	17,5	44,3	12,5	37,2	9,68	22,56
7	Размах крыла, м	37,8	22,15	44	18,5	31,5	11,28
8	Аэродинамическое качество на экранном ходу	27	35	27	35	27	35
9	Крейсерская тяга на экранном ходу, т	20	15,4	14	10,85	5,18	4
10	Взлётная тяга маршевой силовой установки, т	26	20	26	14	6,8	5,3
11	Взлётная тяга одного маршевого двигателя, т	13	10	13	7	6,8	5,3
12	Количество маршевых двигателей, шт.	2	2	2	2	1	1

№	Параметр	«КМ-1»	Экраноплан Бартини	«Лунь»	Экраноплан Бартини	«Орлёнок»	Экраноплан Бартини
13	Маршевая энерго-вооружённость	0,048	0,037	0,068	0,037	0,048	0,037
14	Площадь нижней поверхности крыла, м ²	577	930	483	632	267,2	225,6
15	Потребное избыточное давление под крылом, кг/см ²	0,093	0,058	0,0787	0,06	0,052	0,062
16	Потребный весовой расход газов поддува, кг/сек	h=0,5 4893	h=0,5 6297	h=0,5 4226	h=0,5 5315	h=0,2 1024	h=0,2 1306
17	Потребная взлётная тяга поддувной силовой установки, т	104	85,5	89	72	21,6	17,7
18	Количество поддувных двигателей, шт.	8	6	7	5	2	2
19	Взлётная тяга одного поддувного двигателя, т	13	14	13	14,4	10,8	8,85
20	Поддувная энерго-вооружённость	0,19	0,15	0,23	0,189	0,154	0,126
21	Общая энерго-вооружённость	0,24	0,195	0,3	0,22	0,2	0,164
22	Абсолютная высота экранного хода, м	4-14	4-14	1-5	1-5	2-10	2-10
23	Относительная высота экранного хода	0,23-0,8	0,09-0,31	0,08-0,4	0,027-0,134	0,2-1,03	0,088-0,44
24	Вес полезной нагрузки, т	300	324	137	210	20	70
25	Весовая отдача по полезной нагрузке	0,55	0,6	0,36	0,55	0,14	0,5

Экранопланы Бартини имеют значительно более высокое аэродинамическое качество на экранном режиме движения. Происходит это по двум причинам. Во-первых, при равных площадях крыла и прочих равных условиях, экраноплан Бартини за счёт меньшего удлинения крыла ($\lambda = 0,5-0,8$ у Бартини против $\lambda = 2,5-3,5$ у Алексеева) имеет существенно большую (в 2,5-3 раза) хорду. При движении на одинаковой с экранопланом Алексеева высоте над поверхностью воды у него будет значительно меньшая относительная высота. А чем она меньше, тем больше, как мы знаем, аэродинамическое качество, рост которого обусловлен почти полным исчезновением индуктивного сопротивления и возрастанием подъ-

ёмной силы за счёт более интенсивного торможения набегающего потока под крылом. Во-вторых, отсутствие грузового водоизмещающего килеватого и многореданного фюзеляжа, меньшие габариты всего экраноплана, меньшие площади оперения, а также более органичная и рациональная аэродинамическая компоновка приводят к росту аэродинамического качества за счёт меньшего, чем у экранопланов Алексеева «вредного сопротивления».

Большее аэродинамическое качество снижает потребную тяговооружённость, что при равных взлётных весах приводит к меньшим километровым расходам, а следовательно, к увеличению дальности полёта.

У экранопланов Бартини гораздо большая мореходность, как при движении на экранном режиме, так и на плаву. Большие хорды крыла позволяют при низком уровне относительной высоты, т.е. при высоком аэродинамическом качестве, иметь значительно большую абсолютную высоту движения, что даёт возможность подниматься над волнами любой интенсивности и не зависеть от балльности моря. С другой стороны, катамаранная схема способствует лучшей плавучести, устойчивости против качки в условиях дрейфа и движения с малыми скоростями и более надёжной защиты от заливаемости и забрызгивания. Кроме того, конфигурация экраноплана по форме «перевернутого совка» способствует стабилизирующему и гасящему волнение воздействию динамической газовой подушки на водную поверхность в зоне экраноплана. Как говорил Роберт Людвигович, экраноплан «гладит» воду под собой.

Экранопланы Бартини имеют существенно большую весовую отдачу. Более лёгкая конструкция этих экранопланов обусловлена:

- меньшей тяговооружённостью и меньшим весом маршевой силовой установки из-за большего аэродинамического качества на экранном режиме движения;
- меньшей тяговооружённостью и меньшим весом поддувной силовой установки из-за меньшего фронта и большей плотности поддува, а также из-за большей эффективности поддувной динамической подушки в замкнутой катамаранной полости под центропланом;
- отсутствием гидродинамических нагрузок при разгоне и торможении на более эффективной газовой подушке без контакта с водой и отсутствием ударов о гребни волн на экранном режиме из-за движения на больших высотах;
- меньшим нагружением конструкции массовыми силами из-за более равномерного распределения масс по объёму центроплана и из-за от-

сутствия больших перегрузок в процессе приводнения на динамическую поддувную подушку;

- большими строительными высотами элементов конструкции центроплана и меньшими напряжениями в этих элементах.

Большая весовая отдача при равенстве взлётных весов даёт или большую дальность полёта за счёт большего запаса топлива или большую грузоподъёмность при равной дальности.

Экранопланы Бартини имеют существенно большие внутренние объёмы корпуса и большую грузоместимость. При одинаковой размерности из-за больших габаритов несущего центроплана (как по хорде, так и по высоте профиля) в нём может разместиться больше грузовых и пассажирских помещений, чем в фюзеляже экраноплана Алексеева. Более просторные внутренние помещения создают возможность обеспечения высокого уровня комфорта для пассажиров по типу морских судов.

Таким образом, экранопланы Бартини при одинаковых взлётных весах с экранопланами Алексеева могут иметь:

- большую дальность полёта;
- большую грузоподъёмность;
- большую грузо- и пассажироместимость;
- могут успешно эксплуатироваться при гораздо худших погодных условиях, имея лучшую мореходность.

Эти преимущества растут с ростом размерности экранопланов. Чем больше взлётный вес, тем больше хорда центроплана, тем меньше относительная высота движения над поверхностью, тем выше аэродинамическое качество полёта, грузоподъёмность и экономичность экраноплана. Чем больше хорда центроплана, тем возможна большая высота движения над поверхностью при сохранении высокого аэродинамического качества, тем большую высоту волны может преодолевать экраноплан, тем больше его мореходность. С ростом размерности растут весовая отдача и внутренние объёмы центроплана и бортовых поплавков, улучшаются условия размещения грузов, повышается комфорт пассажиров. Схема Бартини имеет очень хорошую перспективу по росту размерности и по созданию сверх- и супертяжёлых экранопланов, вплоть до нескольких тысяч тонн взлётным весом, тогда как самолётная схема Алексеева практически исчерпала себя по увеличению размерности уже на его экраноплане «КМ-1».

Все эти явные преимущества признавались и самим Р.Е. Алексеевым. На одном из межведомственных совещаний, проводимом совместно министерствами судостроения Бутомой и авиастроения — Дементьевым, на котором

обсуждались проблемы и пути развития советского экранопланостроения и на котором слушались доклады Р.Е. Алексеева и Р.Л. Бартини, Алексеев во всеуслышание заявил, что схема Роберта Людвиговича, безусловно, более перспективная, и что строить экраноплан нужно именно по этой схеме (хотя сам после этого продолжал их строить по своей самолётной схеме).

Работая над экранопланами, Роберт Людвигович видел в них средство, способное существенно изменить характер и повысить эффективность транспортных, пассажирских и военных перевозок, осуществляемых над водной поверхностью нашей планеты. При этом он считал, что в решении этой задачи основную роль должны будут играть экранопланы тяжёлого, сверхтяжёлого и супертяжёлого классов (взлётным весом 1000 тонн и более). Именно такие быстроходные (со скоростью 500-600 км/час) экранопланы-гиганты, перевозящие в своих комфортабельных пассажирских помещениях одновременно по 2000-3000 человек, способны заменить на межконтинентальных и трансокеанских маршрутах современные экономичные и комфортабельные, но тихоходные океанские лайнеры и скоростные, но с малой пассажировместимостью и относительно плохой экономичностью пассажирские самолёты, обеспечивая при этом значительно более высокий уровень безопасности, регулярности и привлекательности перевозок, расширяя их географию и повышая мобильность. Именно на базе таких экранопланов могут быть созданы боевые корабли нового типа различного назначения. Их невиданная для морских судов скорость движения, высокая маневренность, неуязвимость от минного и торпедного оружия, их всепогодность позволяют значительно расширить тактические и оперативные возможности военно-морского флота, повысить его боевую эффективность и существенно расширить круг решаемых задач. Экранопланы-ракетоносцы, ударные, военно-транспортные и транспортно-десантные экранопланы, в отличие от своих современных аналогов, получат необыкновенную мобильность, возможность быстрого и внезапного проведения боевых операций, способность скрытого преодоления оборонных зон противника. А работа патрульных, противолодочных и спасательных экранопланов, благодаря их уникальным способностям, должна быть гораздо более эффективной по сравнению со специальными кораблями и особенно по сравнению с гидросамолётами, предназначенными для этих же задач. Такие экранопланы, по мнению Роберта Людвиговича, должны вообще вытеснить гидроавиацию из этой области применения, т. к. при тех же скоростях будут иметь гораздо большую дальность и продолжительность патрулирования, неограниченную мореходность при приводнении и работе на

плаву, гораздо большую грузоподъёмность (большой запас средств поиска, слежения, обнаружения и спасения), низкую вероятность обнаружения локаторными средствами противника из-за сверхмалых высот движения и значительно большую экономичность из-за меньшей энерговооружённости.

4

Была ещё одна очень интересная и перспективная область возможного применения экранопланов в военном деле — это экранопланы-авианосцы.

Идея их создания возникла давно, почти одновременно с идеей самих экранопланов. Ещё в 1939 году проект подобного корабля предложил американец Д. Уорнер, а в 1962 году англичанин А. Педрик разработал проект и получил патент на экраноплан-авианосец, изображённый на Рис. 13.10.

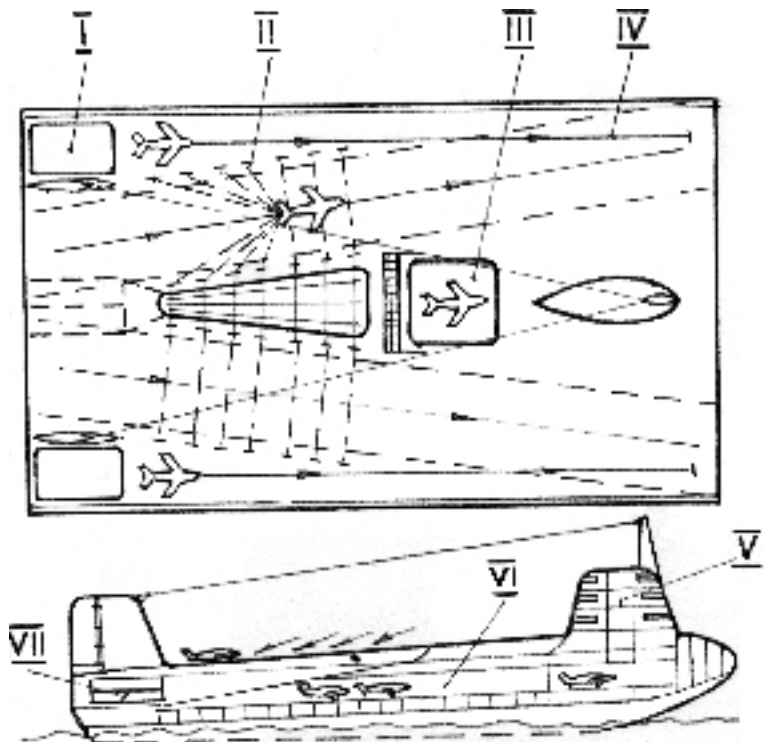


Рис. 13.10

Схема экраноплана-авианосца А. Педрика (проект)

I — кормовой самолётоподъёмник; II — аэрофинишёр; III — носовой самолётоподъёмник; IV — катапульта; V — надстройка («остров») с боевыми постами; VI — ангар с самолётами; VII — энергетическая установка.

Однако, эти проекты, кроме самой идеи, не содержали в себе ничего полезного и интересного. Они были выполнены на очень низком уровне конструкторской проработки, базировались на ошибочных технических решениях и не были пригодны для реального осуществления. Поэтому они не получили никакого развития и продолжения.

В отличие от этих проектов, предложение Роберта Людвиговича, с которым он в 1970 году выступил перед межведомственным координационным советом, базировалось на серьёзных предварительных теоретических, экспериментальных и конструкторских разработках. В его предложении основой нового вида авианосцев являлись сверхтяжёлые экранопланы, создаваемые по его универсальной схеме аппаратов «бесконтактного движения». Такие авианосцы, благодаря уникальным особенностям этой схемы, могли иметь очень существенные преимущества по сравнению с классическими авианосцами-кораблями. При взлётном весе в 2000-2500т и размерах центроплана в 110-120м по хорде, 50-60м по размаху и 20-25м по высоте профиля, такой экраноплан-авианосец мог бы разместить внутри своего корпуса до 15-25 боевых самолётов и все необходимые средства для эффективного функционирования авиационной техники и самого экраноплана (ангарные палубы, самолётоподъёмник, боевые и радиолокационные средства защиты, ударные средства, средства управления полётами, бытовые и рабочие помещения для технического персонала и экипажей и т.п.).

Первой и самой главной особенностью такого авианесущего экраноплана является его способность двигаться на экранном режиме при необходимости с любыми скоростями (вплоть до максимальных в 550-600км/час), в том числе и со скоростями в 200-350км/час, т.е. в диапазоне взлётно-посадочных скоростей современных боевых самолётов. Эта способность позволяет осуществлять взлёты и посадки самолётов по методике, принципиально отличной от применяемой на классических авианосцах. Если на кораблях-авианосцах взлетающий самолёт разгоняется относительно палубы корабля до взлётной (эволютивной) скорости при помощи собственных двигателей и катапульты, а торможение при посадке на палубу осуществляется тормозными устройствами корабля, то на экраноплане-авианосце эволютивная скорость для самолёта при взлёте и выравнивание относительных скоростей самолёта и экраноплана при посадке обеспечивается ходом самого экраноплана. При этом взлёт может происходить по следующей методике:

- заправленный и снаряженный самолёт с экипажем и с прогретыми в специальном боксе двигателями устанавливается на самолётоподъёмнике, закрепляется на нём захватами и специальным задержником за

шасси самолёта и поднимается на стартовую площадку на верхней поверхности центроплана;

- лётчик самолёта запускает двигатели и выводит их на номинальный режим. В это же время экраноплан выводится его пилотом на скорость, на 5-8% превышающую потребную взлётную скорость данного типа самолёта;
- получив сообщение о достижении такой скорости, лётчик самолёта даёт команду на открытие захватов, удерживающих самолёт на платформе самолётоподъёмника, и переводит двигатели на взлётный (или форсажный) режим;
- по достижении необходимой величины взлётной тяги контрольное звено задержника разрывается, освобождая самолёт, лётчик берёт ручку (штурвал) на себя, самолёт отделяется от платформы авианосца и уходит в свободный полёт.

При посадке самолёта на экраноплан-авианосец может применяться следующая методика:

- перед заходом самолёта на посадку руководитель полётов даёт команду пилоту экраноплана установить скорость движения, несколько превышающую посадочную скорость данного типа самолёта, и после установления этой скорости сообщает её величину лётчику самолёта;
- лётчик осуществляет манёвр захода в фарватер экраноплана по курсу его движения, производит снижение и сближение с экранопланом при подходе к нему сзади и, выравнявая скорости, «зависает» над стартовой площадкой на высоте нескольких метров;
- под наблюдением руководителя полётов лётчик производит медленное прицельное снижение самолёта из положения «зависания» на платформу самолётоподъёмника с сохранением одинаковых скоростей до полного контакта с ней в нужной точке;
- по команде руководителя полётов срабатывают захваты, закрепляющие самолёт на платформе, лётчик выключает двигатели, и самолётоподъёмник опускает самолёт внутрь центроплана.

Такая методика взлёта и посадки, исключая разгон и торможение самолёта по корпусу экраноплана, позволяет обойтись без взлётно-посадочной палубы, без таких сложных, громоздких и энергоёмких механизмов, как катапульты и аэрофинишеры, даёт возможность обеспечить неискажающую, хорошо обтекаемую верхнюю поверхность профиля центроплана и ограничиться только стартовой площадкой с платформой самолётоподъёмника в её центре.

Но ещё более важное преимущество такой методики заключается в том, что она позволяет применять на экраноплане-авианосце любой тип обычных сухопутных боевых самолётов, уже находящихся в эксплуатации в подразделениях ВВС и ВМФ, и отказаться от создания и применения специальных палубных самолётов. Это обстоятельство чрезвычайно расширяет боевые и тактические возможности авиационных подразделений, базирующихся на экранопланах-авианосцах, по сравнению с авиационными подразделениями авианесущих кораблей. Связано это с тем, что боевые сухопутные самолёта различного назначения, не ограниченные условиями взлёта и посадки, и имеющие более узкую специализацию, обладают гораздо лучшими техническими характеристиками по дальности действия и по боевой нагрузке, чем многофункциональные палубные самолёты. Характеристики специальных палубных самолётов снижаются из-за специфики их эксплуатации. Их конструкция усложняется и утяжеляется за счёт большей стартовой энерговооружённости, более мощной взлётно-посадочной механизации и других средств уменьшения скоростей взлёта и посадки, за счёт больших перегрузок, возникающих при взлёте с катапульты и при посадке на качающуюся палубу, и других особенностей, связанных с необходимостью использовать вместо широких и длинных взлётно-посадочных полос современных сухопутных аэродромов короткую, тесную и зыбкую палубу корабля-авианосца.

Отказ от специальной палубной авиации чрезвычайно упрощает и удешевляет всю задачу оснащения авианосцев самолётами, т.к. создание практически с нуля палубной авиации — дело очень сложное, требующее развития нового направления в самолётостроении, длительного времени и огромных затрат, соизмеримых с затратами на создание самих кораблей-авианосцев. Способность экранопланов-авианосцев использовать в составе своих авиационных подразделений обычных сухопутных боевых самолётов не исключает возможности применения палубных вертолётов и СВВП, взлёт и посадка которых может производиться и при движении экраноплана на плаву с малыми скоростями, и при его дрейфе или стоянке на якоре, а также палубных самолётов любого типа, если они уже имеются на вооружении, обеспечивая их взлёт и посадку при экранном движении по той же методике, что и сухопутных. Кроме того, у экранопланов-авианосцев есть возможность выпускать в полёт и принимать на борт свои боевые самолёты и на значительно больших скоростях движения, чем взлётные и посадочные скорости самолётов, вплоть до максимальных скоростей экранного хода. Такие взлёты и посадки могут осуществляться по той же ме-

тодике, но они потребуют более высокого уровня лётной подготовки экипажей боевых самолётов.

Способность экранопланов-авианосцев двигаться с максимальной скоростью в 550-600км/час (в 10 раз быстрее, чем самые быстроходные корабли-авианосцы!) придают этому виду оружия новое боевое качество и широкие тактические возможности. Быстрое прибытие в назначенный район (в течение нескольких часов на расстояние в несколько тысяч километров, а за сутки — на 10-12 тыс.км) позволяет оперативно реагировать на изменение военной и политической обстановки в различных регионах земного шара, обеспечивает внезапность проведения военных операций, а возможность широкого маневра при этой скорости способствует скрытности таких операций. Большая скорость перемещения, очень хорошая маневренность, полёт над водной поверхностью на малой высоте, в результате чего мала вероятность обнаружения радиолокационными средствами, обеспечивают экранопланам-авианосцам при их движении на марше полную неуязвимость от минного и торпедного оружия и существенно уменьшают опасность поражения корабельным и авиационным ракетным и артиллерийским оружием противника. Это обстоятельство позволяет им при выполнении определённых тактических, а иногда и стратегических операций действовать самостоятельно и независимо от других подразделений флота, в отличие от кораблей-авианосцев, каждый из которых при выполнении таких же операций вынуждена сопровождать для обслуживания и защиты целая объединённая группа боевых и вспомогательных кораблей.

Большие размеры экраноплана-авианосца позволяют ему двигаться на экранном режиме при хорошем аэродинамическом качестве (порядка 35-40 единиц) на высоте 10-15 метров от водной поверхности. Такая высота обеспечивает спокойное, равномерное движение без качки, без ударов о гребни волн, без заливаемости и забрызгивания при любом волнении моря, вплоть до девятибалльного шторма (высота волн до 11-13м), а при возникновении опасности попадания в ураган, необходимый запас скорости и маневренности даёт возможность своевременно обойти опасную зону. В отличие от кораблей-авианосцев, для которых качка и забрызгивание существенно снижают эффективность боевых действий палубной авиации в штормовых условиях, эта способность экранопланов-авианосцев, обеспечивая простое, надёжное и безопасное при любых условиях пилотирование базирующихся на них самолётов и делая такие авианосцы независимыми от погоды и состояния моря, значительно расширяет их тактические возможности и боевую эффективность.

Экранопланы-авианосцы, способные нести от 15 до 25 боевых самолётов по существующей классификации должны относиться к группе лёгких авианосцев, задачи которых ограничивались обеспечением противолодочной и противовоздушной обороны корабельных группировок и конвоев, нанесением ударов по подводным кораблям, боевым охранением и авиационной поддержкой десантов, тактической разведкой, целеуказанием и радиолокационной борьбой. Однако, способность этих авианосцев использовать сухопутные боевые самолёты различного назначения и тоннажа (в том числе и такие, как тяжёлые штурмовики, штурмовики-бомбардировщики и штурмовики-истребители полётным весом до 35-40т), имеющие лётные характеристики и боевые возможности более высокие, чем даже у палубных самолётов тяжёлых кораблей-авианосцев типа «Ниметц», «Энтерпрайз» и др., создают условия для значительного расширения функций этих авианосных экранопланов. Они, наряду с решением задач, присущих лёгким авианосцам, с успехом могут решать такие задачи, как нанесение ударов по объектам в глубине территории противника, блокада побережья, завоевание и удержание превосходства в воздухе в районе боевых действий, авиационное прикрытие и оказание поддержки сухопутным войскам, действующим на приморских направлениях, и другие задачи, которые под силу только тяжёлым авианосным кораблям. А учитывая быстроходность, маневренность, всепогодность, малоуязвимость, они могут выполнять эти задачи даже лучше, чем тяжёлые корабли-авианосцы.

Авианесущие экранопланы не должны заменять традиционные авианесущие корабли в тех странах, где такие уже имеются. Но благодаря своим уникальным особенностям, будучи включёнными в состав авианесущего флота в качестве самостоятельного звена, они могут чрезвычайно расширить возможности этого вида оружия, принципиально изменить стратегию и тактику его применения. В тех же странах, где возникла необходимость в создании такого флота впервые, и где эту работу нужно начинать с нуля (как, например, в СССР в начале 70-х годов), может оказаться, что создание мобильных автономных авианесущих соединений на базе быстроходных и маневренных экранопланов, действующих с применением новой тактики, будет эффективнее и дешевле, чем постройка традиционных тяжёлых кораблей-авианосцев и создание палубной авиации. В такой ситуации на одной чаше весов будут лежать затраты на разработку и постройку понятных технически, хорошо изученных, но очень дорогих кораблей-авианосцев (стоимость каждого из которых исчисляется в сотнях миллионов, а то и в миллиардах долларов), на постройку специальных боевых и вспомога-

тельных кораблей для формирования корабельных соединений по обеспечению и защите таких авианосцев, и на разработку, испытания и организацию серийного производства палубных самолётов различного назначения. На другой чаше — затраты на разработку такого нового, неизученного транспортного средства, как экранопланы (со всеми необходимыми исследовательскими работами), на организацию серийного производства таких экранопланов и на проектирование и постройку на их базе экранопланов-авианосцев. Правильный выбор будет зависеть от результатов глубокой и тщательной проработки и изучения всех аспектов этой проблемы.

Используя озабоченность руководства страны созданием авианесущего флота, Роберт Людвигович инициировал работы по теме «Взлёт» с целью на примере экраноплана-авианосца привлечь внимание военного командования и руководителей промышленности, а через них и правительства, ко всей экранопланной тематике. В процессе этой работы и по её результатам он надеялся заинтересовать высокое руководство уникальными особенностями и возможностями экранопланов, создаваемых по его универсальной аэродинамической и компоновочной схеме, убедить их в необходимости и целесообразности развития этого нового перспективного направления техники.

5

В соответствии с решением ВПК работы по теме «Взлёт» должны были выполняться Главным конструктором Р.Л. Бартини совместно с НИИ и КБ авиационной и судостроительной промышленности, а также с научными институтами ВВС и ВМФ, и идти одновременно по нескольким направлениям. В задачу темы «Взлёт» входило также составление общего плана организации работ по созданию экранопланного флота, в том числе, и авианесущего, создание проекта организационной структуры вновь образуемой отрасли экранопланостроения и оценочное определение финансовых затрат на все эти работы.

Кроме этого, за Робертом Людвиговичем, как за ответственным исполнителем всей этой темы, были все работы по конструкторской части, по всем аэродинамическим, энергетическим и весовым расчётам, по обеспечению экспериментов в аэродинамических трубах и в гидроканале. Вопрос о своем коллективе опять встал остро и опять не был решен.

Даже на формальных основаниях тема «Взлёт» должна была разрабатываться всем составом таганрогского ОКБ, чьим Главным конструктором являлся Бартини. И после выхода решения ВПК Роберт Людвигович пытал-

ся организовать основные работы по теме «Взлёт» в Таганроге. Однако все попытки привлечь к разработке экраноплана-авианосца конструкторские подразделения Таганрогского ОКБ не увенчались успехом. Ни помощь 6-го Главного управления, которым было принято решение, обязывающее Константина организовать специальное подразделение для предварительного проектирования по тематике Р.Л. Бартини, ни обращение к партийным органам города и области не дали никаких результатов. А.К. Константинов и его ближайшие помощники стояли «на смерть».

В конечном итоге тему «Взлёт» Роберт Людвигович вынужден был разрабатывать силами своего Ухтомского филиала. Единственное, чего тогда удалось добиться, это разрешения увеличить численность филиала и набрать туда некоторое дополнительное количество работников, а также возможности изготовления части аэро- и гидродинамических моделей по теме «Взлёт» на опытном производстве в Таганроге.

При этом к традиционным трудностям Бартини добавилось то, что в проекте «Взлет» не были заинтересованы ни авиационное, ни судостроительное ведомства. Каждое из них считало создание экраноплана-авианосца чужой, не свойственной ему работой. В авиапроме экраноплан рассматривали как летающий корабль, а в министерстве судостроения — как плавающий самолёт. Каждое ведомство старалось «столкнуть» с себя эту работу. На том межведомственном совещании в министерстве судостроения, на котором Р.Е. Алексеев заявил, что экранопланы нужно строить по схеме Бартини, Бутома после этих слов возбуждённо воскликнул, обращаясь к П.В. Дементьеву: «Вот видишь, Пётр Васильевич, я же тебе говорил, что экранопланы — не моё хозяйство!», на что П.В. Дементьев промолчал, но на его лице выразилось явное недовольство.

Дело продвигалось только благодаря энтузиазму некоторых исполнителей и активной позиции военных. В отличие от руководителей промышленности, на начальных этапах работы по этой теме интерес к ней проявили как командование военной авиации, так и военные моряки. Особую роль сыграл Главком военно-морского флота адмирал флота Советского Союза Горшков. Встреча с ним была организована в штабе военно-морского флота через хорошо знавших Роберта Людвиговича заместителей Главкома, отвечающих за вооружение флота новой техникой, и состоялась осенью 1970 года.

На эту встречу Роберт Людвигович взял с собой Симонова и меня. Горшков встретил нас очень приветливо. Это был пожилой человек очень небольшого роста с открытым приятным лицом и мягкой улыбкой. Главком внимательно слушал сообщение Роберта Людвиговича, к разговору он был

подготовлен. Его интересовало мнение Роберта Людвиговича о возможностях нашей промышленности по созданию экранопланов. Сам же поделился своим представлением о значении авианосцев для нашего военно-морского флота и чётко сформулировал перечень вопросов, на которые мы должны получить ответы в процессе работы над темой «Взлёт». От этих ответов, по его словам, в какой-то мере может зависеть направление, по которому пойдёт страна при создании своего авианесущего флота. Подчиненным он дал команду оказать Р.Л. Бартини полное содействие и поддержку научными институтами и подразделениями ВМФ. Посещение Главкома способствовало организации исследования путей создания экранопланов-авианосцев и формированию их возможного технического облика.

На начальном этапе работы большую роль сыграл Симонов, который в период 1970 и первой половины 1971 года, т.е. до своего перехода в ОКБ Сухого, вплотную занимался координацией работ между всеми участниками. Несмотря на то, что работа с нашей стороны выполнялась только силами Ухтомского филиала, благодаря хорошим рабочим контактам с военными и гражданскими институтами, удалось провести целый ряд уникальных экспериментальных исследований в аэродинамических трубах и в гидроканалах, выполнить предэскизную проработку нескольких вариантов экранопланов-авианосцев, провести предварительный сравнительный анализ их технических характеристик, оценить показатели их экономичности и боевой эффективности. Были получены очень интересные и многообещающие предварительные результаты.

На Рис. 13.11 показаны общий вид и компоновка одного из возможных гипотетических вариантов экраноплана-авианосца, выполненного по схеме Бартини.

Основой этого авианосца является сверхтяжёлый экраноплан взлётным весом 2 500 000 кг и общими габаритами 183м x 129м x 48м. Силовая установка этого экраноплана состоит из 10 турбовентиляторных двигателей взлётной тягой по 30-33т каждый. Четыре из этих двигателей предназначены для создания тяги при движении на экранном режиме и располагаются в хвостовой части корпуса у основания килей. Гондолы этих двигателей имеют реверсные устройства для создания тормозной силы при приводнении экраноплана. Шесть других двигателей предназначены для создания своими выхлопными струями воздушной подушки под корпусом экраноплана. Они работают только на старте на режимах выхода из воды и разгона до минимальной скорости экранного хода и при остановке экраноплана и переходе его в режим плавания. Эти поддувные

двигатели размещаются впереди центроплана и устанавливаются на стреловидном горизонтальном пилоне, закреплённом на носовых частях катамаранных поплавок и выполняющем дополнительную роль центрального переднего стабилизатора.

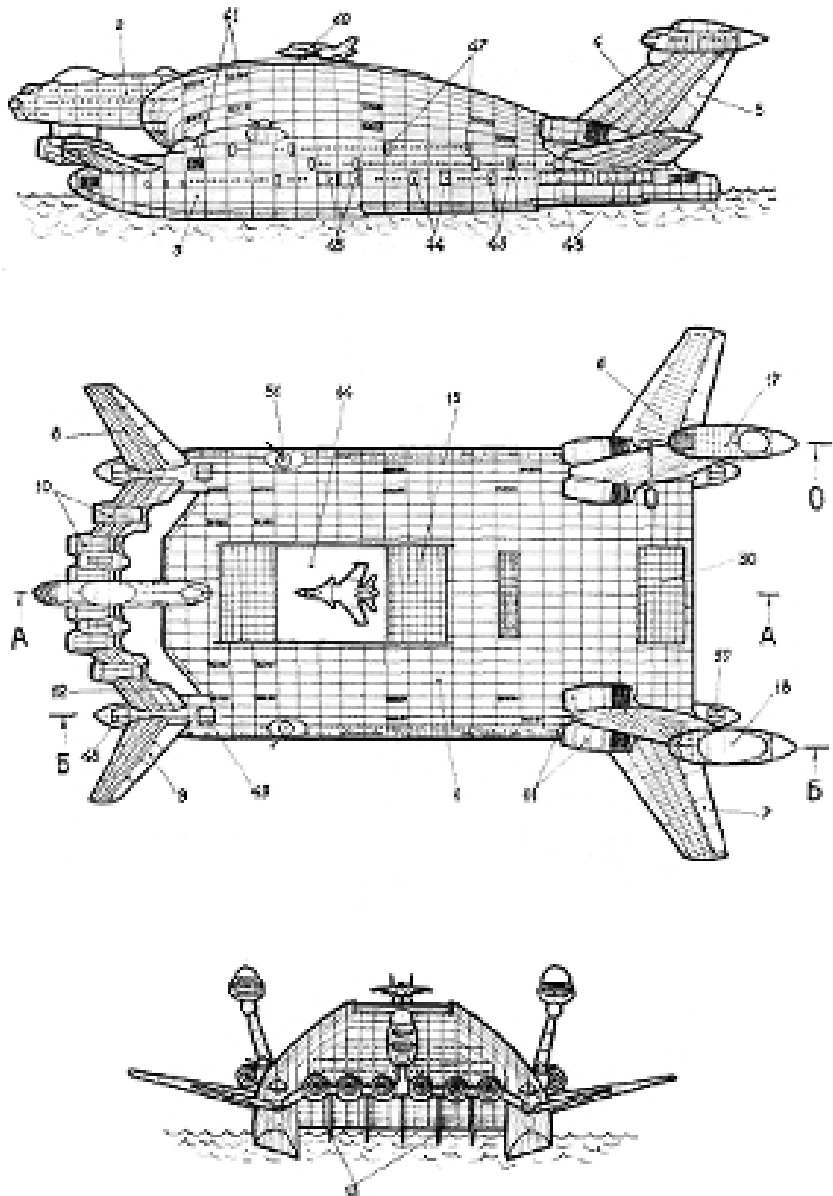


Рис. 13.11

Гипотетический экраноплан-авианосец Бартини весом 2 500 000кг

Более подробные сведения о возможных технических характеристиках такого экраноплана-авианосца, его компоновочных и конструктивных особенностях, составе размещённого на нём авиационного подразделения, комплектации его специальными и боевыми средствами и личным составом представлены в приложении №5

Данный экраноплан-авианосец, если его классифицировать по количеству базирующихся на нём самолётов, должен относиться к подклассу лёгких авианосцев, т.е. авианосцев с ограниченными боевыми и тактическими возможностями и с довольно узким диапазоном выполняемых задач. Однако, возможность базирования на нём тяжёлых боевых сухопутных самолётов со значительно лучшими, чем у палубных самолётов лётно-техническими данными, его быстроходность, маневренность и низкая уязвимость придают такому авианосцу новые качества и делают его уникальным оружием, превосходящим по эффективности выполнения многих специальных задач даже самые современные тяжёлые авианосные корабли.

На примере этого гипотетического экраноплана-авианосца, разработанного на основе экспериментальных и расчётных материалов, можно видеть, что в процессе работы над темой «Взлёт» удалось найти и довольно интересные компоновочные и конструктивные решения, а также наметить направления более глубокой дальнейшей проработки.

Увы, из-за недостатка квалифицированных конструкторских кадров в филиале и постоянных искусственных препятствий, создаваемых чиновниками различных уровней, выполнение правительственного задания затянулось на несколько лет, необходимый темп был потерян. Составить общий заключительный отчёт и вовремя довести его до сведения правительства так и не удалось. Военные, вначале с интересом ожидавшие результатов, постепенно охладели к теме «Взлёт», она стала терять актуальность и к концу 1974 года полностью заглохла.

Таким образом, повлиять на выбор нового пути развития военно-морского транспорта Роберт Людвигович не смог. Страна приступила к осуществлению программы создания собственного авианесущего флота на базе классических тяжёлых авианесущих кораблей-авианосцев с палубной авиацией. Выполнение этой программы не сулило никакого особого прогресса, и в лучшем случае могло привести только к запоздалому повторению давно уже имевшихся у потенциального противника боевых средств. Как мы знаем теперь, за двадцать с лишним лет после принятия этого решения, несмотря на огромные ресурсы, брошенные на выполнение этой программы, даже этой упрощённой цели достичь не удалось. К моменту

развала Советского Союза из трёх начатых строительством тяжёлых авианосцев удалось ввести в строй только один авиационный крейсер «Адмирал Кузнецов». Остальные два — «Варяг» и «Ульяновск» — так и остались недостроенными, причём плавучий корпус «Варяга» был продан Китаю, а «Ульяновск» был разрезан на лом ещё в стапеле. Построенные в 1975-1997 годах так называемые противолодочные крейсеры с авиационным вооружением «Киев», «Минск», «Новосибирск» и «Адмирал Горшков» не принимаются в расчёт, т.к. во-первых, все они не являются настоящими боевыми авианосцами (могли нести на себе только вертолёты и частично СВВП Як-38), а во-вторых, уже в 1993 году три первых из них были списаны на лом, а четвёртый продан Индии. Истратив огромные средства, страна осталась без собственного авианесущего флота.

Я убеждён, что если бы в то время те же средства были направлены на развитие экранопланостроения по предложениям Бартини, страна могла бы осуществить настоящий технический прорыв как в области военно-морских авианесущих средств, так и в скоростном морском транспорте принципиально нового типа.

В последние годы своей жизни Роберт Людвигович, помимо работы над ВВА-14 и над экранопланом-авианосцем А-2000, продолжал развивать свою «Теорию межконтинентального транспорта Земли», разработанную им ещё в конце пятидесятих годов. В этом плане он усиленно работал над несколькими видами принципиально новых транспортных средств, использующих принцип близости земли. Среди них были и «экранолёты».

Это название, придуманное самим Главным конструктором, обозначает такой летательный аппарат, который способен летать, как обычный самолёт, но руление по аэродрому, разбег при взлёте и пробег при посадке осуществляет без непосредственного жёсткого контакта с поверхностью (см. Рис. 14.1, 14.2, 14.3).

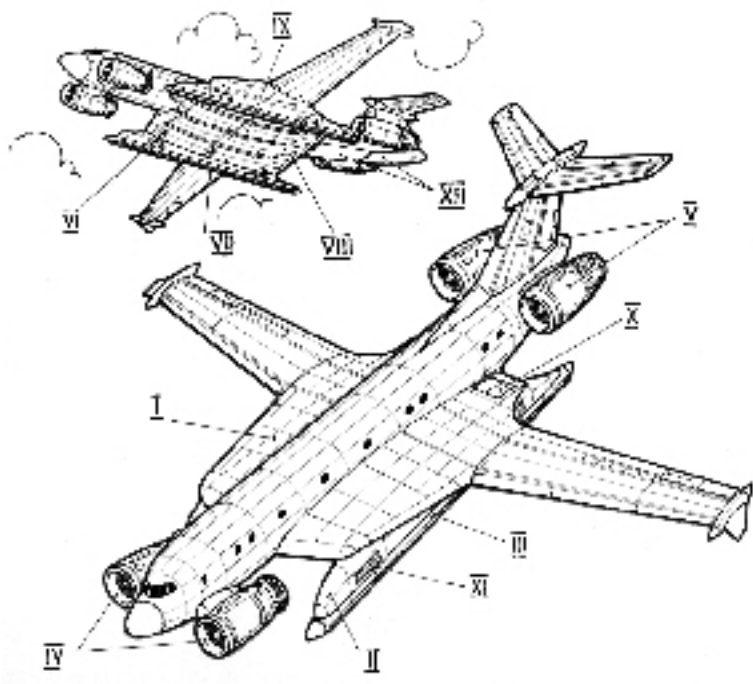


Рис. 14.1

Лёгкий сухопутный транспортный экранолёт ($G_{631} = 30-100t$)

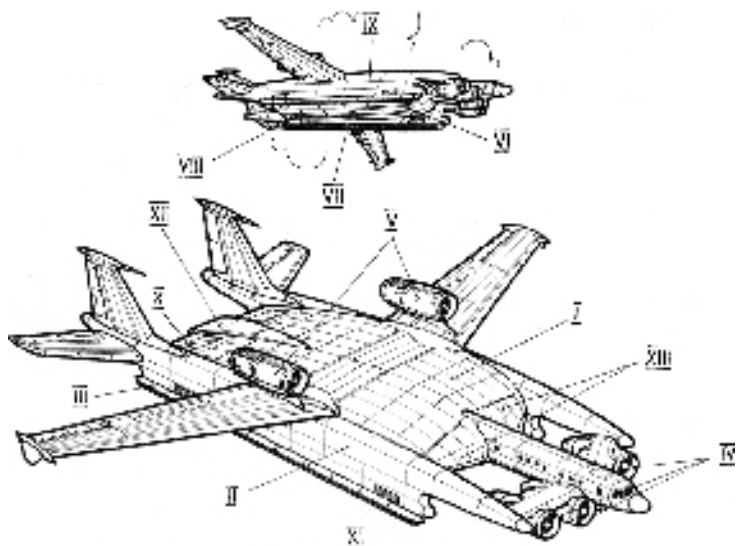


Рис. 14.2

Тяжёлый сухопутный транспортный экранолёт ($G_{\text{взл}} = 250-500\text{т}$)

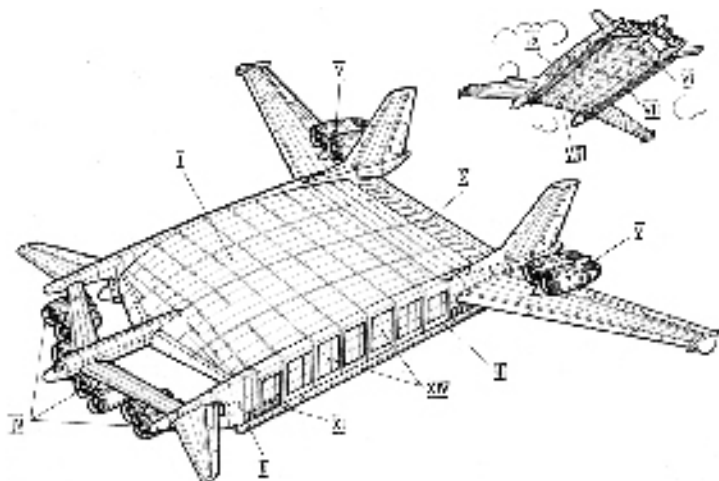


Рис. 14.3

Сверхтяжёлый сухопутный транспортный экранолёт ($G_{\text{взл}} = 900-1100\text{т}$)

I — центроплан; II — бортовые отсеки («скеги»); III — баллонно-лыжные опоры; IV — поддувные двигатели; V — разгонно-тормозные двигатели; VI — передние подцентропланные балансировочные щитки; VII — средние подцентропланные балансировочные щитки; VIII — задние взлётно-тормозные щитки; IX — оребрение нижней поверхности центроплана; X — реверсные щитки; XI — управляющие жалюзи камеры аэроходного устройства; XII — задний грузовой люк продольной грузовой кабины; XIII — передние грузовые люки продольных грузовых кабин; XIV — боковые грузовые люки поперечных грузовых кабин

Принципиальное отличие экранолёта Бартини от известных обычных самолётов заключается в том, что:

- в основе его планера лежит характерная для многих проектов Роберта Людвиговича схема составного («плюсового») крыла с большим центропланом, который вместе с выступающими вниз боковыми отсеками («скегами») и отклоняющимся задним щитком имеет форму «перевернутого совка»;
- часть его двигателей установлена в передней части корпуса, а их выхлоп направлен под центроплан;
- у него нет колёсного шасси, а вместо него на боковых отсеках установлены баллонно-лыжные опоры;
- движение по аэродрому осуществляется на воздушной подушке, возникающей под центропланом (внутри «перевернутого совка») сначала под воздействием выхлопных струй передних двигателей, а потом, при наборе скорости, и от экранного эффекта.

Сочетание элементов планера, образующих закрытую воздушную камеру («перевернутый совок»), с группой двигателей, подающих в эту камеру сжатый газ («поддувных двигателей»), при котором на стоящем и движущемся вблизи земли летательном аппарате возникает дополнительная подъёмная сила, Роберт Людвигович назвал «аэроходным устройством» (Рис. 14.4).

Бартини считал, что именно на таких устройствах должна будет базироваться конструкция воздушных транспортных аппаратов будущего.

Самолётам с «аэроходным устройством» — экранолётам Роберт Людвигович дал и другое название — СБРТ, т.е. самолёты бесконтактного разбега и торможения.

Применение аэроходного устройства позволит, как считал Бартини, транспортным СБРТ (ТСБРТ) приобрести ряд принципиально новых свойств и технических возможностей и, прежде всего, на совершенно новом качественном уровне решить проблему их проходимости.

Способность отжиматься от земли воздушной подушкой и в этом взвешенном состоянии двигаться над её поверхностью, не входя с нею в жёсткий контакт и сохраняя между нею и опорными элементами самолёта свободный зазор, может позволить выполнить руление, разбег и пробег по относительно ровной местности, имеющей любую неравномерную структуру поверхности с любым количеством выступающих на величину этого зазора неровностей. Это может быть пашня, каменистая россыпь, кочковатый луг, лесная вырубка с низкими пнями, остатками сучьев и веток, снежные заметы, ледяные торосы и т.п.

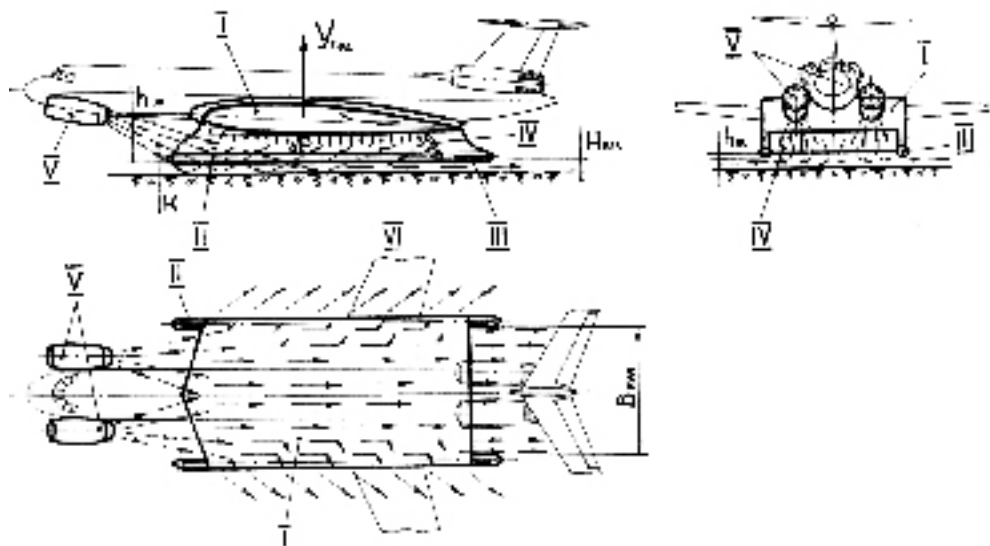


Рис. 14.4
Схема аэроходного устройства

I — центроплан; II — бортовые отсеки (скеги); III — баллонно-лыжные опоры; IV — взлётные подцентропланные щитки; V — поддувные двигатели; VI — камера аэроходного устройства; $Y_{\text{под}}$ — подъёмная сила газодинамической подушки; ΔP — избыточное давление в камере; $H_{\text{вх}}$ — средняя высота входа в камеру; K — рабочая высота камеры; $H_{\text{щ}}$ — высота щели по взлётному щитку при стоянке на земле; $H_{\text{бал}}$ — балансирующая высота аэроходного устройства

Отсутствие колёсного шасси, вхождение в непосредственный жёсткий контакт с поверхностью только при остановке и применение в качестве опор эластичных надувных баллонов с полужёсткими лыжами большой контактной площади может позволить в качестве стоянок, площадок для загрузки и выгрузки, стартовых площадок использовать участки поверхности с прочностью грунта не более $0,5 \text{ кг/см}^2$ (вместо минимальной прочности в $6-7 \text{ кг/см}^2$ для современных самолётов с высокой проходимостью шасси). Это может быть раскисший грунт, тундра, торфяное болото, неукатанный снежный покров, сыпучий песок и т.п.

Сочетание таких свойств позволит транспортным СБРТ (ТСБРТ) использовать в качестве взлётно-посадочных площадок любые относительно ровные и открытые (без высоких препятствий на подходах), но совершенно неподготовленные участки местности с практически любой структурой и состоянием поверхности, не требующие никаких земляных строительных работ по подготовке к приёму самолётов.

«Аэроходное устройство», являющееся базовым элементом конструкции любого СБРТ, в зависимости от его размерности имеет свои специфические особенности. Весь механизм работы этого устройства Роберт Людвигович упрощённо представлял в следующем виде.

У стоящего на земле СБРТ, у которого лыжи баллонного шасси плотно прижаты к поверхности, а задний подцентропланый щиток выпущен на максимальный угол, камера «аэроходного устройства» представляет собой глубокую глухую нишу. Эта камера-ниша имеет открытый вход, но не имеет выхода (за исключением относительно небольшого зазора у задней кромки центроплана между поверхностью и задним щитком). Выхлопные газы поддувных двигателей, которые, вытекая из сопла, захватывают частицы окружающего воздуха и за счёт этого увеличивают более чем в два раза свою массу и одновременно уменьшают во столько же скорость и температуру, подходят к входу в камеру (к передней кромке центроплана), слившись в сплошную широкую скоростную струю, перекрывающую всю площадь входа. Проникая в камеру, они как бы «закупоривают» вход. При этом практически вся энергия выхлопных газов за счёт торможения внутри камеры переходит в давление. Это избыточное давление и создаёт подъёмную силу «аэроходного устройства». Его величина определяется величиной скоростного напора выхлопных струй на входе в камеру.

Учитывая среднюю скорость и температуру выхлопных газов турбовентиляторных двигателей (а именно такой тип двигателей потребен в качестве поддувных из-за максимальной массы выхлопных газов и их наиболее умеренных скоростей и температур), чисто теоретически можно получить избыточное давление в камере «аэроходного устройства», равное $0,0775 \text{ кг/см}^2$.

Однако на практике, по мере заполнения камеры выхлопными газами давление в ней растёт до такой величины, при которой подъёмная сила «аэроходного устройства» сначала сравнивается с весом самолёта, а потом начинает превышать его. Параметры «аэроходного устройства» (в частности, площадь нижней поверхности центроплана) подбираются таким образом, чтобы подъёмная сила становилась равной весу самолёта при избыточном давлении в камере в пределах $0,045\text{--}0,065 \text{ кг/см}^2$ в зависимости от размерности СБРТ.

При достижении такого давления самолёт начинает подниматься над поверхностью. Под самолётом между элементами «аэроходного устройства» и поверхностью образуется щель, через которую заторможенные выхлопные газы под действием достигнутого избыточного давления начинают вытекать из камеры. Дальнейший рост давления прекращается. И самолёт зависает

над поверхностью. В камере наступает динамическое равновесие между количеством поступающего в камеру газа и количеством газа, вытекающего через щели. Высота, на которой подвисает самолёт, зависит от количества (массы) выхлопных газов, поступающих в «аэроходное устройство». Чем больше эта масса, т.е. чем более мощная поддувная силовая установка и чем больше режим работы двигателей, тем на большую высоту может подняться самолёт на своём «аэроходном устройстве». Однако такая прямая зависимость сохраняется только в тех пределах высоты зависания, при которых обеспечиваются условия эффективного торможения выхлопных струй в камере, т.е. сохраняется относительная «запертость» камеры. По мере увеличения мощности выхлопных струй и дальнейшего подъёма самолёта над поверхностью камера всё больше «раскрывается», т.к. площадь щели становится всё более соизмеримой с площадью входного сечения в камеру. Начиная с какой-то высоты зависания, часть поступающих в камеру газов получает возможность проходить под нее без потери энергии на торможение. Эффективность торможения струй, а, следовательно, и эффективность создания необходимого избыточного давления в камере, подадут. Прямая зависимость между массой газов и высотой подъёма нарушается. Наконец, наступает такой момент, когда камера настолько «раскрывается», что вся дополнительная масса газов, подаваемая в камеру сверх потребной для поддержания необходимого избыточного давления, проходит под камерой без торможения. Высота, соответствующая этому моменту, является предельной. Выше неё самолёт не сможет подняться над поверхностью, независимо от количества выхлопных газов, подаваемых в камеру его «аэроходного устройства». Эта высота различна для каждой размерности и типа СБРТ и зависит от их индивидуальных компоновочных и конструктивных особенностей, а определяется она соотношением между площадью входа газов в «аэроходное устройство» и эффективной площадью щели истечения для каждого из режимов движения самолёта по поверхности (старт, руление, разбег, пробег, остановка).

Как показали испытания параметрических моделей на газодинамическом стенде с визуализацией потока, выхлопные струи поддувных двигателей вытекают из-под «аэроходного устройства» «веером», т.е. вектор скорости истечения из камеры не перпендикулярен бортовому отсеку, а отклонён назад. Это происходит по той причине, что при возникновении зазора под самолётом вектор скорости истечения газов от действия избыточного давления (перпендикулярный к боковым щелям) складывается с вектором скорости тех выхлопных струй, которые проходят под центропланом с неполным торможением (параллельно оси самолёта). А при дви-

жении самолёта по поверхности к этому суммарному вектору истечения добавляется вектор скорости набегающего потока, что ещё больше отклоняет общий вектор истечения назад, ещё больше уменьшает эффективную площадь щели истечения, увеличивая этим высоту равновесного режима воздушной подушки.

На самолёте, неподвижно зависшем над площадкой, выхлопные струи поддувных двигателей, проходящие под центропланом без полного торможения, по мере удаления от его носка теряют часть своей энергии, и на выходе из-под самолёта уже имеют скорость и температуру существенно меньшую, чем на входе в «аэроходное устройство». По мере разгона относительная скорость истечения и температура выхлопных струй ещё уменьшаются, в результате чего их негативное воздействие на поверхность взлётной площадки сводятся к минимуму.

Основная мощность поддувных двигателей при движении у земли как на взлёте, так и на посадке, уходит на образование воздушной подушки. Однако та часть выхлопных струй, которая вытекает из «аэроходного устройства», несмотря на значительную потерю своей энергии, всё-таки создаёт ещё довольно значительную реактивную разгонную тягу. Эта тяга, полезная при взлёте, но совсем ещё недостаточная для эффективного разгона, совершенно не нужна и даже вредна при выходе на воздушную подушку на стопе перед началом разгона и, особенно, при посадке, когда нужно не разгоняться, а наоборот, тормозиться.

Чтобы использовать все преимущества «аэроходного устройства», необходимо на самолётах с таким устройством каким-то образом погасить эту разгонную тягу на стопе, усилить её на разгоне при взлёте и создать активную тормозную силу на пробеге при посадке.

С этой целью на СБРТ наряду с поддувными двигателями применяются ещё и разгонно-тормозные двигатели, являющиеся составной частью комбинированной силовой установки любого СБРТ, а также тормозные и реверсные щитки «аэроходного устройства».

Разгонно-тормозные двигатели, как правило, размещаются в хвостовой части корпуса самолёта и снабжены мощными реверсерами. Эти двигатели создают реверсную тягу на стопе для уравнивания разгонной тяги поддувных двигателей и обеспечения выхода на воздушную подушку без поступательного движения, создают основную разгонную тягу на взлёте, обеспечивая короткий разбег, а также работают на торможение СБРТ при пробеге на посадке, гася при этом самостоятельно всю кинетическую энергию самолёта и разгонную тягу поддувных двигателей.

В зависимости от типа СБРТ, эти двигатели могут при выключении на марше поддувных двигателей использоваться также в качестве маршевых, а могут, в случае, когда в качестве маршевых используются поддувные двигатели, оставаться только разгонно-тормозными и в маршевом полёте выключаться.

Дополнительным средством торможения СБРТ на пробеге может быть частичное реверсирование самого «аэроходного устройства». Для этого в хвостовой части центроплана по всему её размаху устанавливается специальный взлётно-посадочный механизированный комплекс, состоящий из взлётного, тормозного и реверсного щитков, конструктивно объединённых в одном агрегате (Рис. 14.5.1) и связанных единой системой управления.

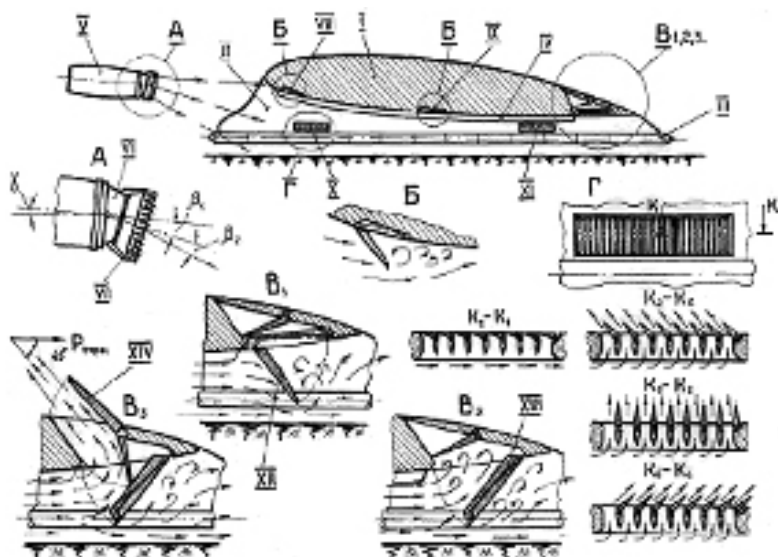


Рис. 14.5.1

Механизация аэроходного устройства

I — центроплан; II — бортовые отсеки; III — баллонно-лыжные опоры; IV — продольное оребрение нижней поверхности центроплана; V — поддувной двигатель; VI — поворотное выхлопное сопло; VII — поворотная решётка; VIII — передние подцентропланные балансировочные щитки; IX — средние подцентропланные балансировочные щитки; X — передние управляющие жалюзи; XI — задние управляющие жалюзи; XII — взлётный щиток; XIII — тормозной щиток; XIV — реверсный щиток; B₁ — взлётная конфигурация; B₂ — рулёжная конфигурация с подтормаживанием; B₃ — посадочная конфигурация с реверсированием; γ — угол установки поддувных двигателей; β_1 — угол разворота выхлопных струй на поворотном сопле; β_2 — дополнительный угол разворота струй на поворотной решётке

Реверсный щиток расположен на верхней поверхности хвостовой части центроплана и открывается навстречу скоростному потоку. Тормозной щиток расположен на нижней поверхности хвостовой части центроплана под реверсным щитком, и тоже отклоняется против потока. Взлётный щиток, который вместе со своим гидроприводом размещается на нижней поверхности тормозного щитка, отклоняется по потоку (Рис. 14.5.2).

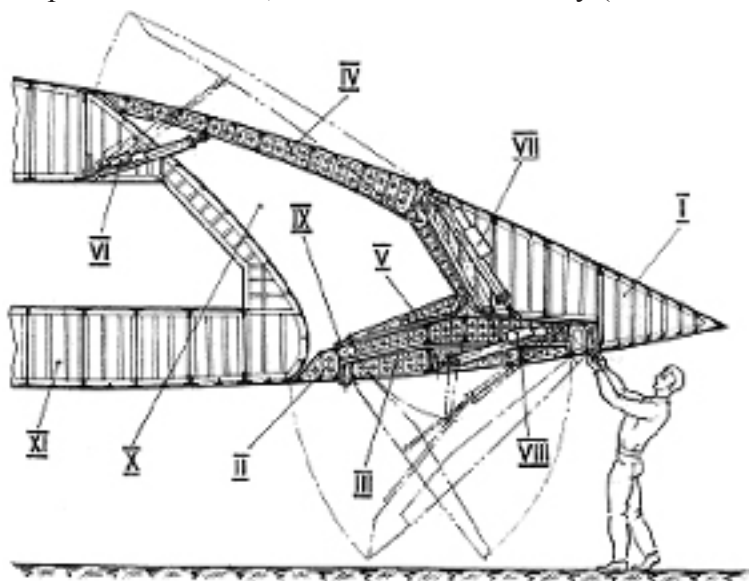


Рис. 14.5.2

Механизация задней кромки центроплана

I — законцовка центроплана; II — тормозной щиток; III — взлётный щиток; IV — реверсный щиток; V — внутриканальная панель; VI — гидропривод реверсного щитка; VII — гидропривод тормозного щитка; VIII — гидропривод взлётного щитка; IX — направляющая внутриканальной панели; X — реверсный канал; XI — корпус центроплана.

Работу этого устройства Главный конструктор представлял следующим образом. На режимах неподвижного висения над землёй, на рулении и на разгоне работает взлётный щиток, который, перекрывая выход газов из камеры «аэроходного устройства», обеспечивает создание воздушной подушки и сброс излишков газа через нижнюю щель у поверхности земли (Рис. 14.5.1B1).

Тормозной и реверсный щитки работают на режиме пробега после выхода СБРТ на газодинамический контакт с поверхностью при посадке. На этом режиме при убранном взлётном щитке тормозной и реверсный щитки открываются одновременно, образуя воздушный канал с нижней на верх-

нюю поверхность центроплана. По этому каналу скоростные выхлопные струи,двигающиеся под камерой и подхваченные тормозным щитком, а также газовоздушная смесь самой подушки под действием повышенного давления вытекают под напором из-под центроплана на его верхнюю поверхность, разворачиваются реверсным щитком против полёта и создают торможение (см. Рис. 14.5.1B3). Этот режим изображён рукой Роберта Людвиговича на его рабочих набросках (рис. 14.6 и 14.7).

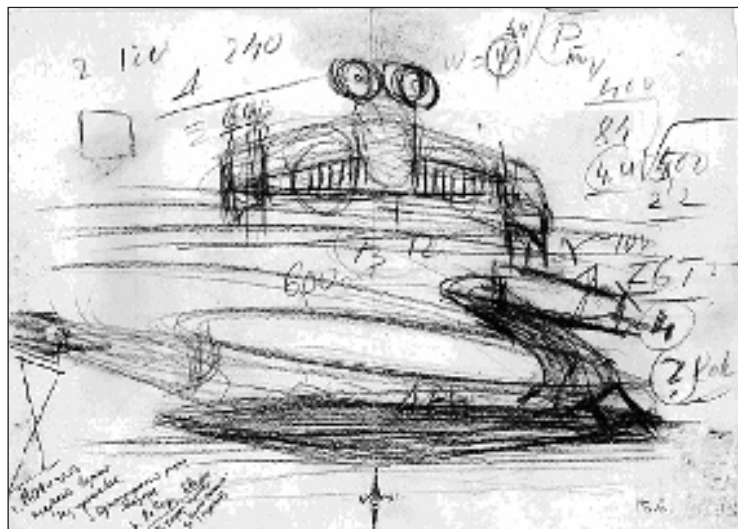


Рис. 14.6

На рулении для подтормаживания по ходу движения может использоваться только один тормозной щиток (без реверсного) (Рис. 14.5.1B2).

В отличие от обычных колёсных самолётов, СБРТ при движении по аэродрому не имеет устойчивого жёсткого контакта с поверхностью, а малая скорость такого движения ещё не обеспечивает естественной аэродинамической устойчивости. Опираясь на уплотнённый, но «зыбкий» газовый поток под своим корпусом, самолёт находится в положении неустойчивого равновесия. Поэтому ему на этих режимах, так же, как вертикально-взлетающему самолёту на режиме вертикального взлёта и посадки, потребна искусственная стабилизация. Но эта стабилизация, в отличие от вертикально-взлетающего самолёта, должна базироваться, как считал Роберт Людвигович, не на силовых методах (применение струйных рулей, управляющих двигателей и т. п.), а главным образом, на регулировании самой газодинамической подушки, которая уже по своей природе имеет тенденцию к естественной устойчивости и обладает способностью к саморегулированию.

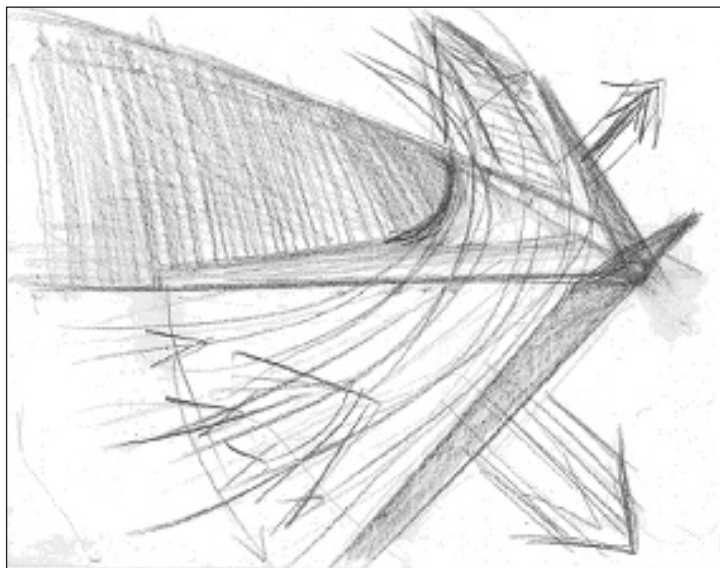


Рис. 14.7

Собственноручные наброски Бартини.

Принцип реверсирования аэроходного устройства

Как показали исследования на газодинамическом стенде, при работе «аэроходного устройства» в его камере происходят сложные газодинамические процессы. Камера заполняется газами неравномерно, структура газовой среды внутри камеры неоднородна. Зоны повышенного статического давления, образованные торможением выхлопных газов, смешиваются с зонами динамического воздействия от незаторможенных струй, проходящих под камерой и частично попадающих в неё, отражаясь от поверхности. Их взаимодействие, распределение по длине камеры и влияние на образование подъёмной силы подушки и её моментов зависит от многих факторов, и, прежде всего, от таких параметров «аэроходного устройства», как:

- форма нижней поверхности центроплана;
- высота и длина бортовых отсеков, форма передних и задних частей этих отсеков и их сочетание с профилем носовой и нижней поверхности центроплана;
- форма, места установки и углы отклонения задних взлётных щитков;
- размещение поддувных двигателей по высоте и расстоянию от носка центроплана, углы раскрытия и наклона их выхлопных струй, место соударения этих струй с землёй.

Подбор этих параметров в процессе проектирования СБРТ должен производиться для режима максимальной эффективности газодинамичес-

кой подушки. Для движения с неизменной максимально возможной скоростью и высотой при выдерживании равномерного зазора между землёй и корпусом правильно подобранные параметры «аэроходного устройства» должны обеспечить такое равновесное положение между разными зонами давления внутри камеры, при котором суммарный вектор подъёмной силы подушки проходит через центр тяжести самолёта, не создавая никаких моментов ни по тангажу, ни по крену. На этом базовом режиме движения «аэроходное устройство» должно обладать автоматической устойчивостью.

Если под действием какого-нибудь внешнего импульса СБРТ получает изменение по тангажу или крену, то под опустившейся частью корпуса зазор уменьшается, истечение газов через него замедляется, давление под ним увеличивается и автоматически поднимает опустившуюся часть корпуса. Равновесие восстанавливается. Подобная картина возникает и при случайном поднятии части корпуса. Через увеличенный зазор начинается более интенсивное истечение газов из камеры, давление в этой части камеры падает, и поднявшаяся часть корпуса опускается в прежнюю позицию. Опять наступает равновесие. Аналогичная реакция СБРТ должна быть и на случайное изменение (увеличение или уменьшение) высоты зависания всего корпуса от поверхности.

Однако при изменении скорости движения, при увеличении или уменьшении режимов работы поддувных двигателей, при изменении высоты зависания над поверхностью, т.е. когда эти параметры становятся отличными от базовых, равновесие между зонами повышенного статического и динамического давления в камере нарушается, в «аэроходном устройстве» возникают дестабилизирующие моменты, и способность к саморегулированию теряется.

В этих условиях для восстановления равновесия нужны какие-то дополнительные средства воздействия на структуру газодинамической подушки. Их задача — адекватно реагируя на изменения режима работы «аэроходного устройства» и на внешние возмущающие воздействия, удерживать результирующую подъёмной силы подушки в центре тяжести самолёта путём искусственного перераспределения зон статического и динамического давления в камере.

В качестве таких средств стабилизации по тангажу и крену Роберт Людвигович намеревался использовать:

- управляемое изменение углов раствора и наклона выхлопных струй поддувных двигателей и смещение места их соударения с землёй, в

результате чего меняется эффективность динамического воздействия на различные элементы «аэроходного устройства», и могут формироваться различные по величине и по знаку моменты (рис. 14.5.1А);

- установку ряда управляемых подцентропланных щитков (передних и центральных), изменением углов установки которых можно создавать срывные турбулентные зоны различной интенсивности в носовой и средней частях камеры, и этим влиять на перераспределение статического давления по её длине (рис. 14.5.1Б).

А для стабилизации и управления по курсу Роберт Людвигович считал необходимым применять управляемые жалюзи, устанавливаемые на бортовых отсеках в передней и задней частях камеры «аэроходного устройства». Выпуская через эти жалюзи сжатый газ из камеры, можно получать реактивные импульсы различного направления (рис. 14.5.Г). Так, открывая одновременно передние жалюзи на правом бортовом отсеке и задние — на левом, получим левый разворачивающий момент; открывая левые передние и правые задние, получим правый момент; отклоняя одновременно передние и задние жалюзи с одной стороны, получим боковую силу, которая может противодействовать сносу самолёта с полосы, а открывая одновременно задние жалюзи и разворачивая поворотными лопатками поток газов навстречу движению, можем получить дополнительную тормозную силу.

Для стабилизации движения СБРТ на подушке по тангажу, крену и курсу управление поворотом выхлопных струй поддувных двигателей, приводами подцентропланных щитков и поворотом лопаток жалюзи должно осуществляться автоматически по определённым программам, связанным со скоростью движения и режимами двигателей. А вот управление самолётом по курсу при этом должно осуществляться непосредственно лётчиком, для чего механизм поворота лопаток жалюзи должен быть связан с педалями системы управления.

2

Схема с «аэроходным устройством» существенным образом изменяет привычный облик транспортного самолёта, приводит к новым формам планера, к новым компоновочным и конструктивным решениям основных элементов и агрегатов самолёта.

Основное влияние на внешние формы ТСБРТ и на его силовую схему оказывает центроплан составного крыла. Благодаря своим необычно большим габаритам, этот центроплан играет основную роль в формировании

планера самолёта. Вместе с фюзеляжем и бортовыми отсеками, соединённую с ним в единую монолитную конструкцию, он образует катамаранный корпус, который, в зависимости от размерности ТСБРТ, может иметь разную, совершенно непривычную для обычных самолётов конфигурацию.

При выборе основных параметров составного крыла и собственно центроплана, таких, как:

- удельная нагрузка на всё крыло;
- удельная нагрузка на нижнюю поверхность центроплана;
- размеры центроплана по размаху, по хорде, по форме и толщине профиля, по углу стреловидности и углу установки — должны учитывать следующие соображения:
 - площадь нижней поверхности центроплана должна при движении у поверхности обеспечивать создание воздушной подушки, уравнивающей вес самолёта при наиболее низком давлении под центропланом. Это необходимо, с одной стороны, для уменьшения потребной энерговооружённости по поддуву, а с другой — для уменьшения скорости истечения газов из-под центроплана с целью минимального разрушающего воздействия на грунт (минимизация эрозии грунта);
 - размеры центроплана по размаху должны обеспечивать: площадь входа в аэроходное устройство, соответствующую суммарной площади выхлопных струй группы поддувных двигателей; равномерное по фронту выдува размещение гондол поддувных двигателей при их минимальном вредном аэродинамическом сопротивлении; достаточную поперечную базу аэроходного устройства для обеспечения автоматической поперечной устойчивости при движении на подушке;
 - размеры центроплана по хорде должны создавать достаточную продольную базу аэроходного устройства для обеспечения автоматической продольной устойчивости при движении на подушке, а вместе с толщиной профиля — создавать необходимые внутренние объёмы центроплана;
- вместе с тем профилировка, габариты и форма центроплана должны обеспечивать как оптимальные аэродинамические характеристики, так и минимальные весовые параметры.

На графиках 14.1 и 14.2 приведены зависимости нагрузки на крыло, удельной нагрузки на нижнюю поверхность центроплана и абсолютного давления в аэроходном устройстве от размерности ТСБРТ.

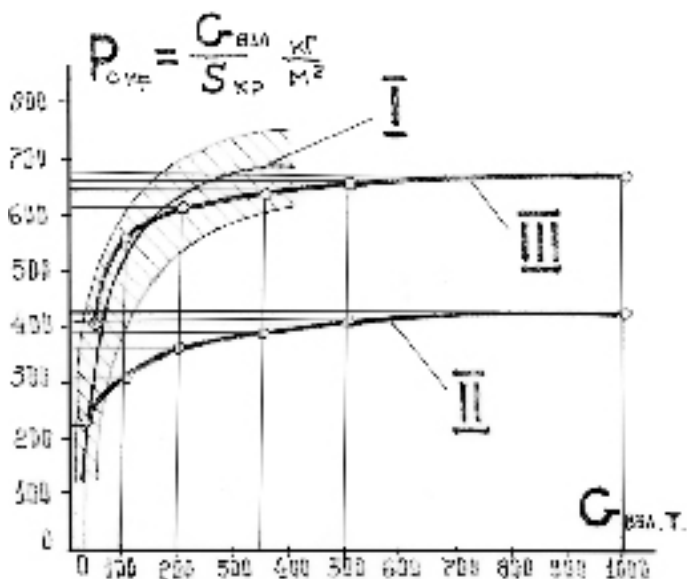


График 14.1

Зависимость удельной нагрузки на крыло от размерности самолёта

$$P_{\kappa} = f(G_{\text{взл}})$$

I — среднестатистическое значение; II — полная удельная нагрузка на крыло;
III — удельная нагрузка на нижнюю поверхность центроплана

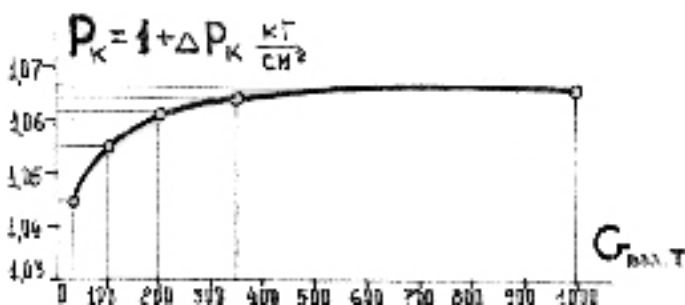


График 14.2

Зависимость абсолютного давления в «аэроходном устройстве» от размерности самолёта $P_{\kappa} = f(G_{\text{взл}})$

Эти и другие приводимые ниже зависимости были получены Робертом Людвиговичем в результате исследования технического облика гипотетического семейства экранолётов, проведенного в период 1971-1974г.г. путём комплекса конструкторских и расчётных работ. Они являются сугубо ориентировочными, и не могут ещё использоваться для проектирования конк-

ретных ТСБРТ. Но для оценки возможного диапазона величин, характера и особенностей геометрических параметров по мере роста размерности самолётов эти зависимости вполне пригодны.

Как видно из графика 14.1, кривая II, удельная нагрузка на составное крыло существенно ниже, чем у современных транспортных самолётов обычных схем такой же размерности. Это является результатом участия крыла в формировании аэроходного устройства и платой за безаэродромность.

В то же время удельная нагрузка на нижнюю поверхность центроплана находится на уровне современной статистики. Нагрузка и на всё крыло, и на центроплан увеличивается при увеличении размерности. Это объясняется нелинейностью между весом ТСБРТ и его размерами. При этом необходимые для образования эффективной воздушной подушки габариты аэроходного устройства должны на самолётах большего взлётного веса получаться при относительно меньших площадях всего крыла и центроплана.

Большие внутренние объёмы центроплана, начиная с какой-то размерности, позволяют размещать внутри него грузовые помещения. Это обстоятельство расширяет компоновочные возможности и открывает путь к принципиально новым схемам и конструктивным решениям. По мере роста размерности роль отдельных агрегатов катамаранного корпуса может меняться. Грузовые функции фюзеляжа будут передаваться центроплану, фюзеляж будет постепенно вырождаться, а корпус будет изменяться в сторону доминирования центроплана и бортовых отсеков.

В зависимости от размерности ТСБРТ могут рассматриваться различные конструктивно-компоновочные схемы (рис. 14.8).

Для лёгких и средних экранолётов со взлётным весом до 150-180т), на которых абсолютные размеры и внутренние объёмы центроплана ещё недостаточно велики для размещения полноразмерных грузовых помещений, может быть применена только схема с обычным для транспортных самолётов фюзеляжем. В такой схеме фюзеляж имеет размеры, соответствующие необходимым для данной размерности габаритам грузовой кабины, несёт в себе силовой пол, грузовые люки и другие характерные элементы конструкции, не являясь самостоятельным агрегатом, встраивается в нижнюю центральную часть фюзеляжа, как надстройка (рис. 14.8, схемы 1,2). Такую схему Роберт Людвигович назвал «схемой с грузовым фюзеляжем».

Для тяжёлых и сверхтяжёлых ТСБРТ (совзлётным весом более 180-200т), на которых абсолютные размеры и внутренние объёмы центроплана достаточно велики, чтобы разместить грузовые помещения, соответствующие

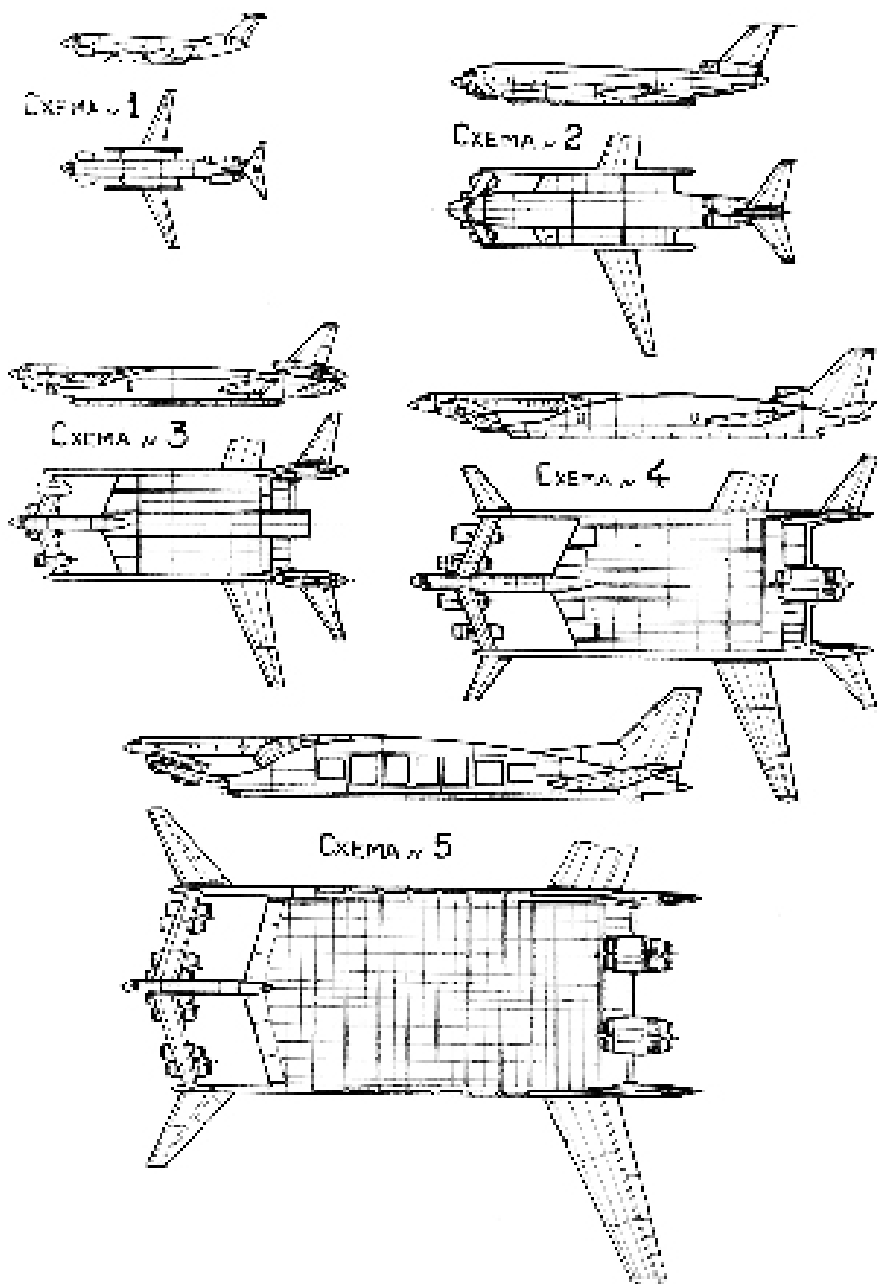


Рис. 14.8

Возможные типовые конструктивно-компоновочные схемы сухопутных ТСБРТ

Схемы №1 и №2 — схемы с «грузовым фюзеляжем»

Схемы №№ 3,4,5 — схемы с «грузовым центропланом»

по габаритам размерности самолёта, могут применяться схемы с грузовым центропланом. В таких схемах центроплан с бортовыми отсеками является архитектурной и силовой основой планера. В нём могут размещаться несколько грузовых кабин с силовым полом и грузовыми люками, а фюзеляж, несущий вспомогательные функции (размещение кабины экипажа, бытовых помещений, специального бортового оборудования и т.п.), является надстройкой на центроплане (рис. 14.8, схемы 3, 4, 5). Такие схемы получили название «схемы с грузовым центропланом».

В зависимости от расположения грузовых кабин в центроплане такие схемы могут иметь две разновидности:

- схемы с продольным расположением грузовых кабин в центроплане (рис. 14.8 схемы 3,4);
- схемы с поперечным расположением грузовых кабин в центроплане (рис.14.8, схема 5).

Как показали исследования, каждой из этих трёх схем присущи свои закономерности и особенности формирования и трансформации основных параметров центроплана и всего составного крыла.

На графике 14.3, на котором приведена зависимость относительной площади центроплана от размерности самолёта, видно, что с ростом взлётно-го веса доля центроплана в общей площади крыла увеличивается, и самолёт становится более «коренастым», более «центропланистым».

При этом общая тенденция плавного роста площади в зоне взлётных весов от 200т до 350т, в которой происходит переход от схемы с «грузовым фюзеляжем» к схеме с «грузовым центропланом», нарушается. Путём такого скачкообразного увеличения относительной площади и внешних габаритов обеспечивается необходимое увеличение ещё недостаточных в этом диапазоне взлётных весов внутренних объёмов для размещения полноразмерных грузовых кабин.

На графиках 14.4 и 14.5 приведены зависимости относительных удлинений размаха и хорды центроплана от размерности ТСБРТ.

Анализ этих графиков показывает, что для самолёта с «грузовым фюзеляжем» при увеличении размерности относительное удлинение центроплана уменьшается за счёт интенсивного увеличения относительной хорды при незначительном увеличении относительного размаха центроплана. Это вызвано интенсивным ростом длины самолёта за счёт роста размеров его грузового фюзеляжа и необходимостью соответствующего интенсивного увеличения хорды центроплана для обеспечения продольной устойчивости при движении на воздушной подушке.

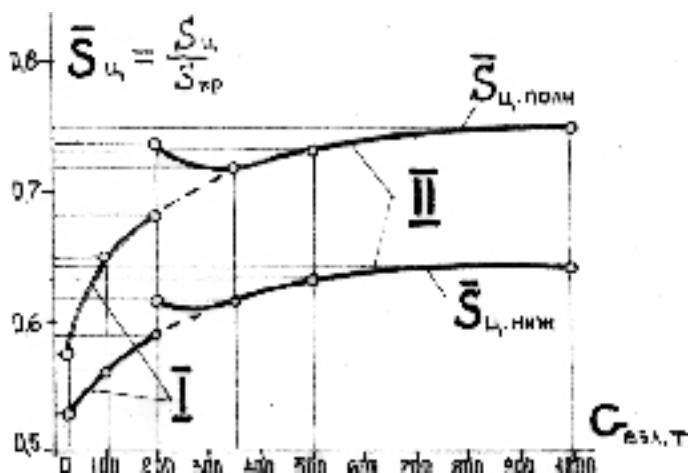


График 14.3

Зависимость относительной площади центроплана (полной и нижней поверхности) от размерности самолёта

I — ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; II — ТСБРТ с грузовым центропланом
 $\bar{S}_y = f(G_{\text{взл}})$

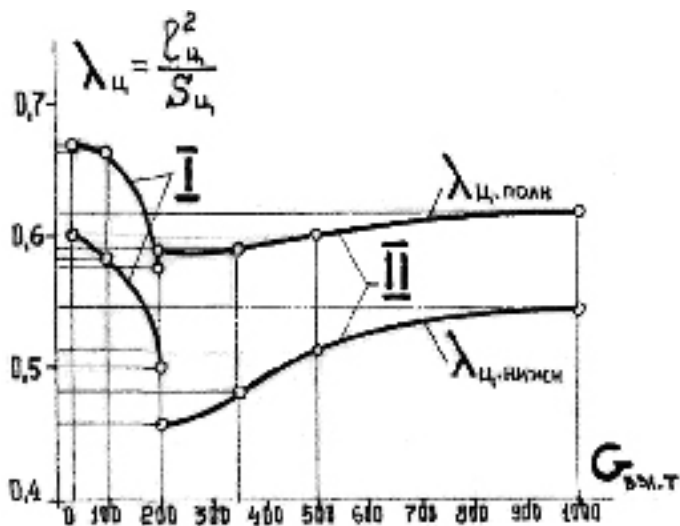


График 14.4

Зависимость относительного удлинения центроплана (полного и нижней поверхности) от размерности самолёта

I — ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; II — ТСБРТ с грузовым центропланом
 $\bar{l}_y = f(G_{\text{взл}})$

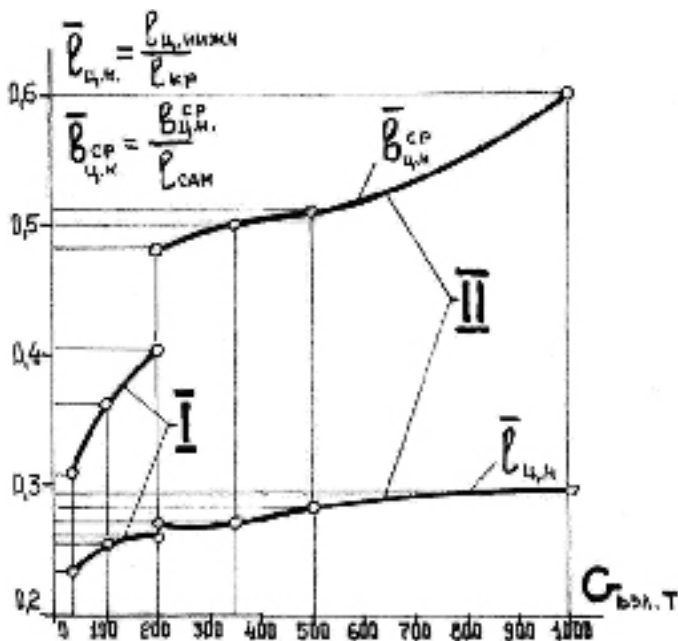


График 14.5

Зависимость относительных размаха и средней хорды нижней поверхности центроплана от размерности самолёта

I — ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; II — ТСБРТ с грузовым центропланом

$$\bar{l}_{ц.н.} = f(G_{взл}) \quad b_{ц.н.} = f(G_{взл})$$

При переходе к схеме с «грузовым центропланом» на взлётном весе в 200т относительное удлинение центроплана ещё резко падает, а относительная хорда резко растёт при практически неизменном относительном размахе центроплана. Объясняется это необходимостью дополнительного увеличения хорды для обеспечения потребной длины грузовых кабин в центроплане. При дальнейшем увеличении размерности ТСБРТ с «грузовым центропланом» относительное удлинение и относительная хорда плавно увеличиваются при незначительном увеличении относительного размаха центроплана. При этом рост абсолютных величин хорды опережает рост величин размаха, что необходимо для обеспечения роста относительных габаритов центроплана и получения объёмов грузовых помещений, соответствующих размерности самолёта.

Критерием выбора относительной толщины профиля центроплана для ТСБРТ с «грузовым фюзеляжем» является:

- обеспечение минимального лобового сопротивления центроплана;

- получение минимального веса конструкции при достаточной её прочности;
- а для ТСБРТ с «грузовым центропланом» ещё и обеспечение необходимых габаритов (высоты и длины) грузовых кабин в центроплане.

На графике 14.6, на котором приведена зависимость относительной толщины профиля центроплана от взлётного веса самолёта, видно, что для схемы с «грузовым фюзеляжем» относительная толщина профиля по мере роста размерности падает.

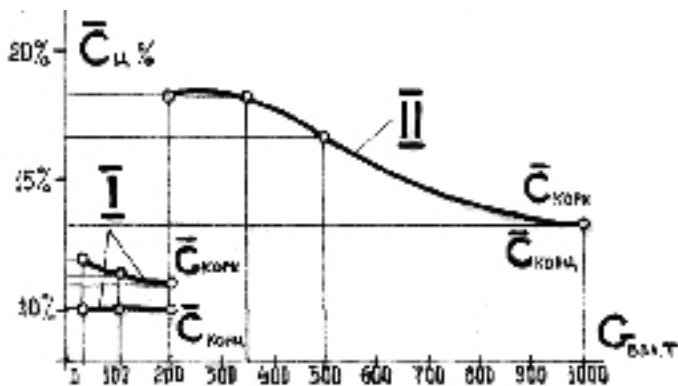


График 14.6

Зависимость относительной толщины профиля центроплана от размерности самолёта

I — ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; II — ТСБРТ с грузовым центропланом

$$\bar{c} = f(G_{взл})$$

Это возможно и целесообразно в связи с одновременным ростом абсолютных размеров центроплана и возможностью, в связи с этим, создания рациональной силовой схемы центроплана при меньших относительных толщинах профиля. При переходе к схеме с «грузовым центропланом» требование обеспечения необходимых габаритов грузовых кабин приводит к резкому скачку относительной толщины профиля как корневой, так и концевой хорды. В диапазоне размерностей от 200 т до 350 т относительная толщина профиля сохраняет своё максимальное значение, т.к. для этих взлётных весов абсолютные размеры хорды центроплана ещё не позволяют получить требуемые габариты грузовых кабин при меньших относительных толщинах профиля. С дальнейшим увеличением размерности относительная толщина уменьшается. При этом требуемые максимальные габариты грузовых кабин по высоте и необходимые размеры по длине обеспечиваются за счёт возрастающих размеров хорды центроплана.

При формировании центроплана по виду в плане наиболее оптимальной может быть умеренная (до 30°) стреловидность по передней кромке и нулевая — по задней. Такая геометрия, удовлетворяя условиям приемлемого лобового сопротивления центроплана в диапазоне средних и больших дозвуковых скоростей, отвечая архитектурным требованиям и требованиям рациональной силовой схемы, способствует смещению средней геометрической хорды назад для обеспечения удовлетворительной центровки.

Угол установки центроплана относительно земли на стоянке выбирается из условий:

- формирования камеры «аэроходного устройства». Этот угол должен обеспечивать сужающийся по высоте канал между землёй и нижней поверхностью центроплана вдоль его хорды с достаточной высотой этого канала у носка центроплана (для обеспечения нужного по площади сечения на входе в камеру);
- обеспечения оптимальных углов атаки центроплана в крейсерском полёте, а также возможности выполнения необходимой геометрической крутки по размаху центроплана для минимизации дестабилизирующих моментов;
- обеспечения приемлемого наклона грузового пола при стоянке для ТСБРТ с продольным расположением грузовых кабин в центроплане.

Расстояние от нижней поверхности центроплана по его средней хорде до земли на стоянке определяется с учётом:

- обеспечения совместно с углом установки оптимальной высоты камеры «аэроходного устройства» на всём её протяжении для получения наибольшего результата от поддувной воздушной подушки и от дополнительного экранного эффекта при движении вблизи поверхности;
- обеспечение минимального расстояния от грузовых порогов до земли для осуществления удобной загрузки и выгрузки перевозимой техники и грузов;
- максимального размера баллонов баллонно-лыжных опор и конструкции нижних частей бортов отсеков.

Для транспортных СБРТ, как и для любого транспортного самолёта обычного типа, одной из главных характеристик является транспортная эффективность. Поэтому при формировании корпуса экранолёта большое внимание должно уделяться обеспечению условий для размещения максимального количества перевозимых грузов. Если на ТСБРТ «с грузовым фюзеляжем» во всём диапазоне их размерностей, вплоть до взлётно-посадочного веса 200-250 т, единственная грузовая кабина может размещаться только внутри

фюзеляжа по всей его длине (рис. 14.9, схемы 1 и 2), то для ТСБРТ «с грузовым центропланом» количество и размещение грузовых кабин зависит от размерности самолёта.

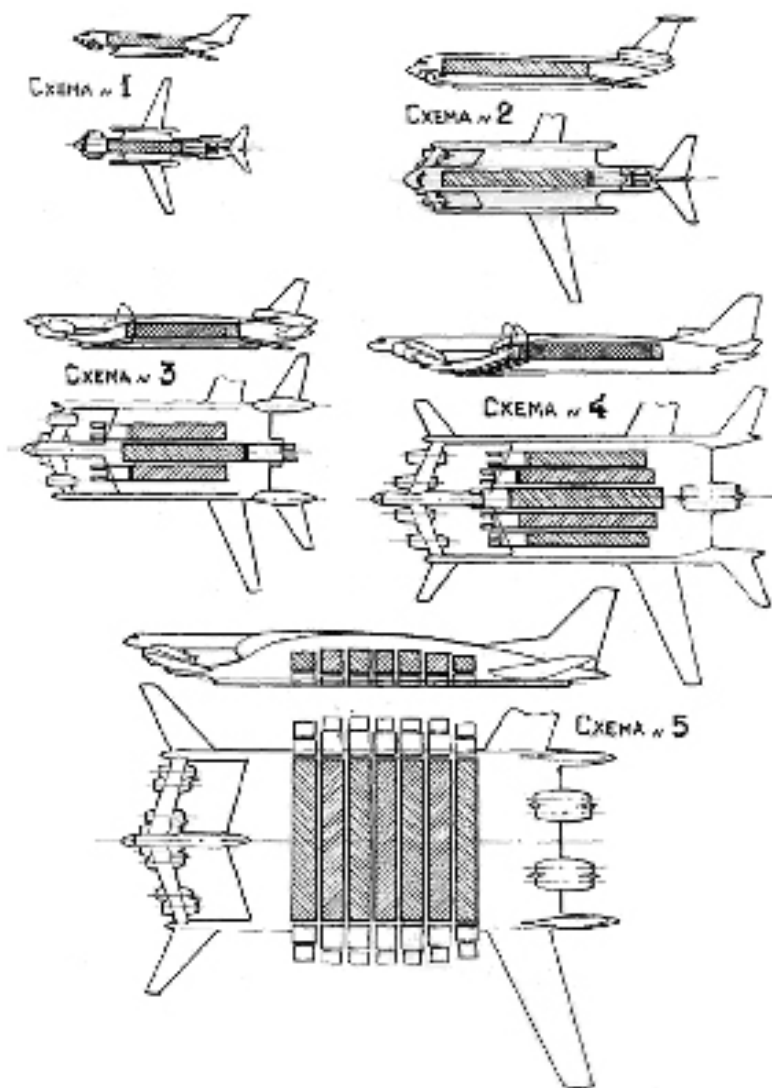


Рис. 14.9
Схема размещения грузовых кабин внутри ТСБРТ

Схемы № 1 и № 2 — грузовые кабины в схеме с «грузовым фюзеляжем». Схемы № 3 и № 4 — схемы с продольным расположением грузовых кабин в центроплане. Схема № 5 — схема с поперечным расположением грузовых кабин в центроплане

На ТСБРТ со взлётными весами от 200т до 600-700т с целью наиболее рационального и полного использования всего полезного внутреннего объёма центроплана и полной грузоподъёмности самолёта выгоднее всего размещать несколько грузовых кабин вдоль его хорды. При этом кабина с максимальным сечением размещается по оси самолёта (по самому высокому и длинному корневому сечению центроплана) с местной деформацией профиля в концевой части этого сечения для увеличения длины кабины и формирования грузового люка нужных габаритов (рис. 14.9, схема 3). Во внутренних объёмах центроплана между центральной кабиной и бортовыми отсеками размещаются грузовые кабины меньших по длине и по высоте размеров (рис. 14.9, схемы 3 и 4). При такой компоновке грузовые люки боковых кабин располагаются в носовой части центроплана, а центральная грузовая кабина может иметь как один грузовой люк, расположенный или в хвостовой части центроплана, или в носовой его части под фюзеляжной надстройкой, так и два люка одновременно — передний и задний (это зависит от размещения и компоновки поддувной и разгонно-тормозной силовой установки). Передние люки всех кабин могут открываться с выпуском грузовых трапов только на земле, а задний люк — рампа центральной кабины — как на земле, так и в воздухе для воздушного десантирования грузов. Применение задних люков для боковых кабин ограничено установкой на центроплане взлётно-посадочных тормозных и реверсных щитков, конструкция которых занимает весь объём хвостовой части центроплана по обе стороны от центральной кабины.

При взлётных весах ТСБРТ выше 700 тонн возможно и целесообразно грузовые кабины размещать поперёк оси самолёта (рис. 14.9, схема 5). Большой размах центроплана и большая абсолютная высота профиля на значительном участке хорды позволяют разместить внутри центроплана оптимальное количество грузовых кабин потребной длины и максимального по габаритам сечения (при этом наиболее рационально используется весь полезный внутренний объём центроплана). Каждая из таких кабин может иметь по два грузовых люка — рампы с поворотными трапами, расположенных в бортовых отсеках по торцам кабин. Такая компоновка центроплана даёт возможность производить загрузку и выгрузку всех кабин с двух бортов самолёта одновременно, чем позволяет резко расширить фронт погрузочно-разгрузочных работ, существенно сократить время этих работ и этим ещё больше увеличить транспортную эффективность сверхтяжёлых ТСБРТ.

Одной из наиболее важных характеристик транспортных самолётов являются размеры их грузовых помещений. Для получения максимальной

транспортной эффективности эти размеры должны быть в строгом соответствии с грузоподъёмностью этих самолётов. Габариты и общий объём грузовых кабин должны обеспечивать полную загрузку любыми грузами из той номенклатуры, которая свойственна грузоподъёмности конкретного самолёта.

Максимальная высота грузовых кабин для всех типов транспортных самолётов определяется максимальным вертикальным габаритом возможного моногруза, соответствующего грузоподъёмности самолёта. Из графика 14.7 (кривая III) видно, что высота кабины современных транспортных самолётов растёт при увеличении размерности, достигает максимальной величины порядка 4,2-4,5 м и при дальнейшем увеличении размерности практически не увеличивается.

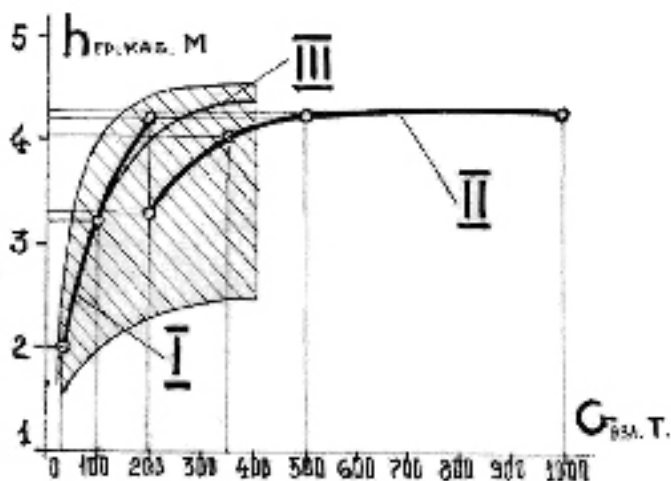


График 14.7

Зависимость максимальной высоты грузовой кабины от размерности самолёта $h_{гр. каб} = f(G_{взм})$

I — ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; II — ТСБРТ с грузовым центропланом; III — среднестатистическое значение

Объясняется это тем, что габарит по высоте ~ 4,5 м соответствует наибольшему из всех возможных стандартных габаритов моногруза, перевозимого любыми видами транспорта. Высота грузовой кабины, большая 4,2-4,5 м, не требуется даже для самолётов-гигантов.

На графике 14.7 (кривые I и II) представлена также зависимость максимальной высоты грузовой кабины ТСБРТ от их размерности. Для ТСБРТ с «грузовым фюзеляжем» максимальная высота кабины меняется так же, как и для обычных самолётов, в полном соответствии со среднестатистичес-

кой величиной и размерностью, достигая при взлётном весе 200т значения 4,2м. При переходе на этом взлётном весе к ТСБРТ с «грузовым центропланом», значение максимальной высоты падает до значения 3,25м, а потом опять растёт, и при взлётном весе 500т достигает того же самого значения в 4,2м. Этот провал кривой объясняется тем, что в диапазоне взлётных весов от 200т до 500т высоты профиля центроплана ещё не позволяют получить максимальную высоту кабины, соответствующую размерности. В этом диапазоне взлётных весов ТСБРТ теряют свою эффективность по перевозке максимальных моногрузов по сравнению с тяжёлыми транспортниками обычных схем. При дальнейшем увеличении размерности максимальная высота кабины 4,2м, которая соответствует наиболее часто встречающемуся вертикальному габариту из всех известных больших моногрузов, остаётся неизменной.

Максимальная ширина грузовой кабины для всех типов транспортных самолётов определяется:

- максимальным габаритом возможного моногруза, соответствующего грузоподъёмности данного самолёта;
- стремлением получить максимально возможный полезный объём грузовой кабины при максимальной ширине грузового пола.

По условиям размещения максимального стандартного моногруза габарит кабины по ширине больше 4,4м не требуется. Однако на фюзеляжных самолётах, особенно большой размерности, на которых из-за ограниченности габаритов фюзеляжа с ростом взлётного веса растёт дефицит соответствующей грузоподъёмности необходимых полезных объёмов, с целью рационального использования этих объёмов и компактного размещения габаритных грузов и техники в два ряда по полу кабины, применяется большая «нестандартная» (до 6,5м) ширина кабины. Такой способ приемлем и для всех ТСБРТ с «грузовым фюзеляжем», а также для ТСБРТ с «грузовым центропланом» размерностью от 200т до 400-500т, т.е. для тех ТСБРТ, на которых полезный объём ограничен или габаритами фюзеляжа, или ещё недостаточно большими габаритами центроплана. На ТСБРТ размерностью 500т и выше, на которых габариты центроплана позволяют вопрос рационального использования полезных объёмов решать путём размещения нужного количества грузовых кабин, необходимость в расширенных кабинах отпадает. И ширина каждой кабины может быть ограничена максимальным стандартным габаритом моногруза.

На графике 14.8 представлена зависимость максимальной ширины грузовой кабины ТСБРТ от их размерности.

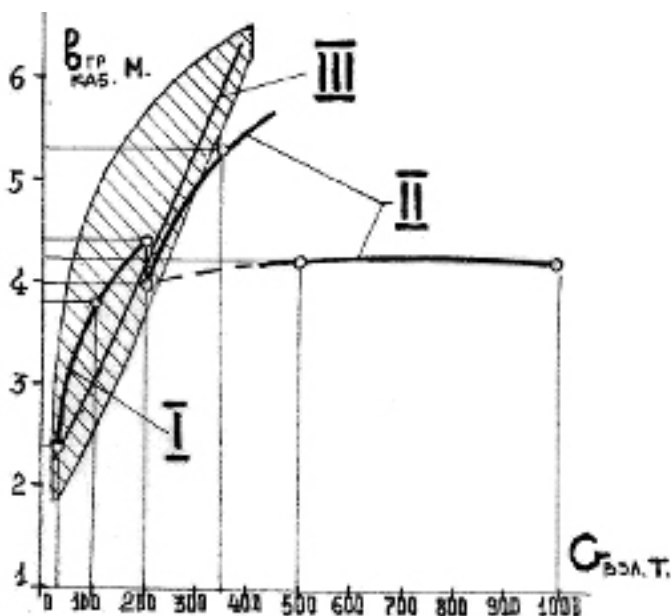


График 14.8

Зависимость максимальной ширины грузовой кабины от размерности самолёта $b_{гр. каб.} = f(G_{взл})$

I — ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; II — ТСБРТ с грузовым центропланом;
III — среднестатистическое значение

В диапазоне взлётных весов до 200т ширина грузовой кабины ТСБРТ с «грузовым фюзеляжем» растёт до 4.4м, при переходе к «грузовому центроплану» на взлётном весе 200т скачкообразно уменьшается до 4м (из-за перехода на 3 кабины при ограниченном размахе центроплана), потом опять растёт (из-за ещё не вполне достаточных внутренних объёмов) до значения 5,5м при взлётном весе 400т и при этом весе опять скачком падает до 4,2м (что означает переход к поперечному расположению грузовых кабин). На этом значении рост ширины кабины прекращается независимо от дальнейшего роста размерности ТСБРТ.

Потребная длина грузовой кабины ТСБРТ с «грузовым фюзеляжем» определяется:

- обеспечением размещения максимального моногруза, соответствующего грузоподъёмности самолёта;
- обеспечением габаритов кабины для размещения необходимого количества единиц перевозимой техники или габаритных грузов, комплектуемых в соответствии с максимальной грузоподъёмностью самолёта;

- обеспечением потребной в соответствии с грузоподъёмностью площади грузового пола и полного объёма грузовых кабин.

Для ТСБРТ с «грузовым центропланом» потребная длина одной кабины определяется только размерами соответствующего максимального моногруза, а вопросы обеспечения общей протяжённости грузовых помещений для размещения определённого количества единиц перевозимой техники, обеспечения потребных по грузоподъёмности площади пола и объёмов решаются размещением в центроплане нескольких грузовых кабин. Максимальная длина кабин ограничивается для ТСБРТ с «грузовым фюзеляжем» размерами и компоновкой фюзеляжа, а для ТСБРТ с «грузовым центропланом» — размерами и конструкцией центроплана (при продольном размещении кабин — размером хорды центроплана, при поперечном размещении — размерами его полного размаха).

На графике 14.9 приведена зависимость длины грузовой кабины (одной) от размерности ТСБРТ.

График показывает, что для ТСБРТ с «грузовым фюзеляжем» длина кабины интенсивно растёт, превышая на 20-30% среднестатистическое значение длин кабин обычных транспортных самолётов (за счёт больших длин фюзеляжей ТСБРТ этой схемы). В зоне взлётного веса 200т, где происходит переход к схеме с «грузовым центропланом» и продольным размещением кабин, длина кабины резко падает за счёт ограниченных размеров хорды центроплана, потом, по мере роста размерности, снова растёт в соответствии с ростом хорды, а при взлётном весе 600-700т, когда происходит переход на поперечное расположение грузовых кабин, снова скачкообразно уменьшается и снова растёт в соответствии с ростом размаха.

Количество грузовых кабин для ТСБРТ с «грузовым центропланом» выбирается из условий максимального использования полезных объёмов в центроплане и определяется для каждой размерности:

- габаритами центроплана (размахом при продольном расположении кабин и хордой при поперечном);
- шириной соответствующего этой размерности максимального моногруза;
- силовой схемой и конструкцией центроплана.

Возможность размещения внутри центроплана несколько грузовых кабин позволяют ТСБРТ с «грузовым центропланом» получать значительно большие по сравнению с обычными самолётами и с ТСБРТ с «грузовым фюзеляжем» площади грузового пола и объёмы грузовых помещений. А это даёт возможность тяжёлым ТСБРТ в каждом рейсе полностью ис-

пользовать свою максимальную грузоподъёмность, независимо от удельной плотности перевозимого груза.

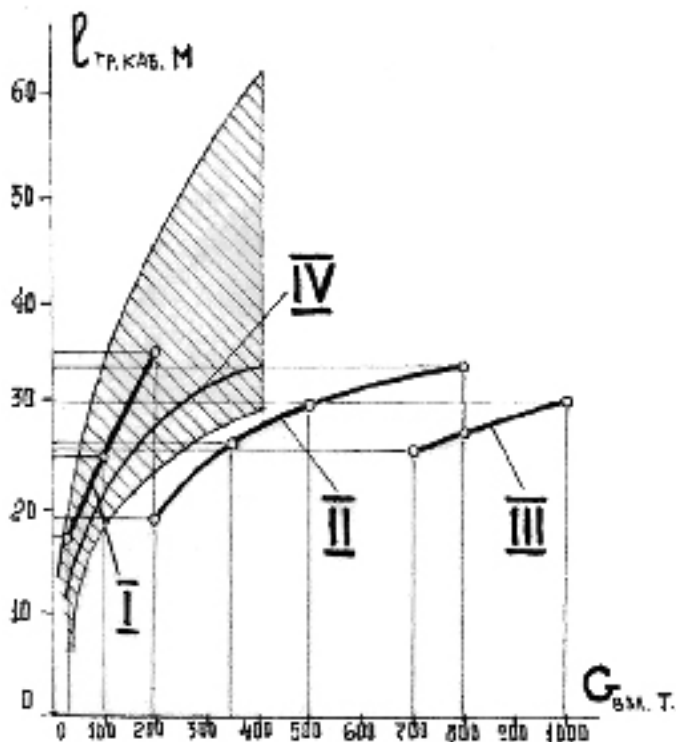


График 14.9

Зависимость максимальной длины одной грузовой кабины от размерности самолёта $l_{гр. каб.} = f(G_{взм. т.})$

I — ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; II — ТСБРТ с грузовым центропланом и продольным расположением грузовых кабин; III — ТСБРТ с грузовым центропланом и поперечным расположением грузовых кабин; IV — среднестатистическое значение.

Графики 14.10 и 14.11, на которых приведены зависимости площади грузового пола и объёма грузовых помещений от размерности, показывают, что по параметрам ТСБРТ с «грузовым фюзеляжем» практически не отличаются от современных транспортных самолётов. Зато при переходе к схеме с «грузовым центропланом» и площадь пола, и общие внутренние объёмы грузовых помещений, интенсивно увеличиваясь по мере роста взлётного веса, значительно, (в разы!) превосходят статистические данные.

Силовая схема и конструкция центроплана зависит от размерности ТСБРТ и от применяемой конструктивно-компоновочной схемы.

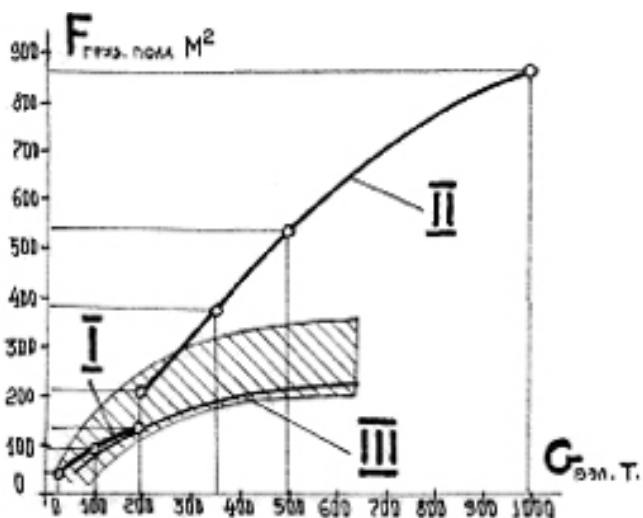


График 14.10

Зависимость площади грузового пола от размерности самолёта

$$F_{\text{гр.пол.}} = f(G_{\text{вл.}})$$

I — ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; II — ТСБРТ с грузовым центропланом;
III — среднестатистическое значение

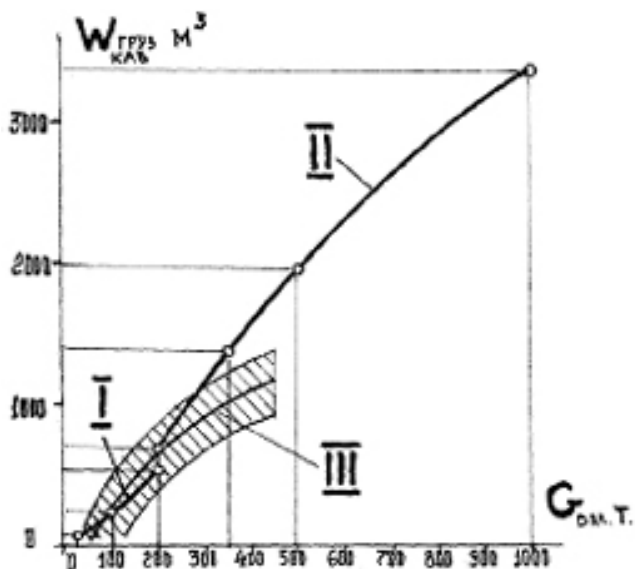


График 14.11

Зависимость объёма грузовых кабин от размерности самолёта $W_{\text{гр.каб.}} = f(G_{\text{вл.}})$

I — ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; II — ТСБРТ с грузовым центропланом;
III — среднестатистическое значение.

На ТСБРТ, создаваемом по схеме с «грузовым фюзеляжем», сам центроплан, являющийся по существу надстройкой к фюзеляжу, может состоять из набора балочных лонжеронов, крепящихся с одной стороны к усиленным шпангоутам фюзеляжа, а с другой — к шпангоутам бортовых отсеков, и набора панелей, образующих нижнюю и не закрытую фюзеляжем верхнюю поверхность центроплана. Панели должны состоять из обшивки, стрингерного набора, расположенного вдоль размаха центроплана, и поперечных балочных полунервюр. Из-за больших строительных высот и распределённой нагрузки на центроплан толщины обшивок, продольного и поперечного набора панелей, а также сечения поясов и стенок лонжеронов центроплана могут быть существенно меньше аналогичных элементов типовых кессонных конструкций (рис. 14.10).

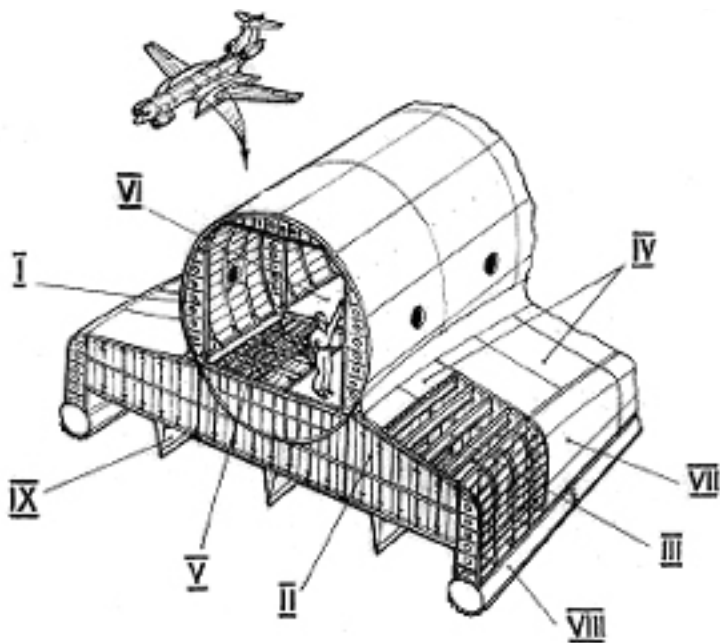


Рис. 14.10

Возможная конструктивно-силовая схема соединения фюзеляжа с центропланом на ТСБРТ с «грузовым фюзеляжем»

- I — силовой шпангоут фюзеляжа II — силовая поперечная балка центроплана;
 III — продольный набор центроплана; IV — верхние панели центроплана;
 V — каркас грузового пола; VI — настил грузового пола; VII — бортовой отсек;
 VIII — баллонно-лыжная опора; IX — нижние продольные рёбра

Консоли составного крыла, которые должны будут иметь стандартную крыльевую конструкцию, могут крепиться к такому центроплану по раз-

ёмному фланцевому стыку. Сосредоточенные нагрузки от консолей будут восприниматься в центроплане двумя силовыми лонжеронами, являющимися продолжением лонжеронов консолей, и усиленными панелями между ними, а в фюзеляже — двумя силовыми шпангоутами и силовой зашивкой участка силового пола.

Центроплан, внутри которого размещается несколько продольных или поперечных грузовых кабин, можно представить в виде самостоятельного законченного агрегата кессонной конструкции с силовыми обшивочными панелями, образующими верхний и нижний профилированный контур, и внутренним силовым набором. Необходимость обеспечения свободных сквозных объёмов внутри центроплана для грузовых кабин и большая абсолютная высота центроплана (от 2,5 до 6 и более метров) требует выполнения внутреннего набора в виде пространственной системы соединённых друг с другом ферменных и арочных конструкций. Эта система может состоять из ряда основных силовых ферм, разделяющих внутреннее пространство на отдельные грузовые кабины и выходящих своими поясами на верхний и нижний контуры центроплана, и ряда арок, устанавливаемых поперёк грузовых кабин и имеющих общие стойки с силовыми фермами. На центропланах с продольным расположением кабин основные силовые фермы должны располагаться между кабинами вдоль хорды центроплана, а набор арок — вдоль его размаха (рис. 14.11).

На центропланах с поперечным расположением грузовых кабин, наоборот, основные силовые фермы должны располагаться между кабинами вдоль размаха центроплана, а набор арок — вдоль его хорды (рис. 14.12).

Верхние и нижние пояса силовых ферм и составляющие пролёты арок, соединённые между собой в решётку, ячейки которой, в свою очередь, укрепляются продольными и поперечными силовыми элементами, будут образовывать верхний и нижний силовые своды, служащие каркасом для верхних и нижних обшивочных панелей, а также для силового пола грузовых кабин. Пояса, стойки и подкосы основных силовых ферм, пролёты и стойки арок, а также дополнительный продольный и поперечный набор верхних и нижних сводов, в зависимости от их абсолютных размеров, могут выполняться как из классических балочных элементов, так и из пространственных ферменных элементов. Выбор типа конструкции обусловлен получением минимального веса при обеспечении необходимой прочности и жёсткости. Обшивочные панели могут выполняться в виде панелей, пресованных одновременно со стрингерами, или в виде цельнофрезерованных

«вафельных» панелей. Консоли крыла могут крепиться к центроплану разъёмными фланцевыми стыками.

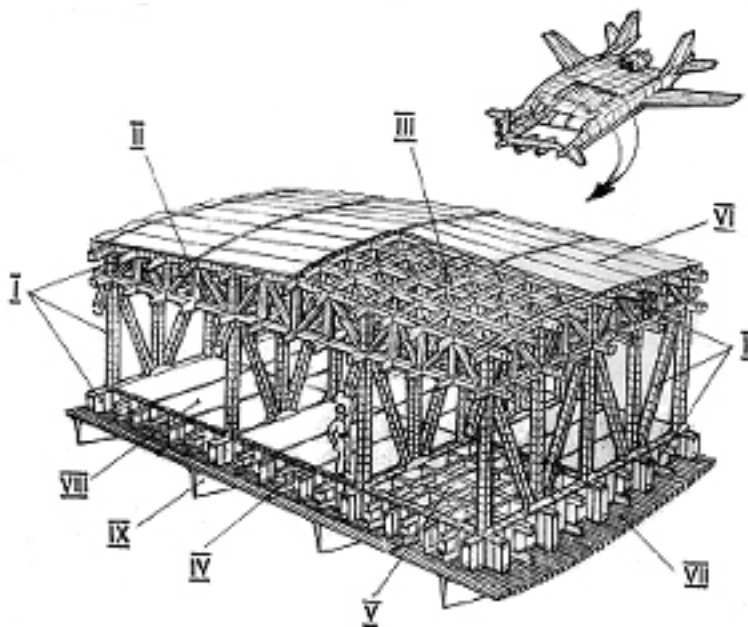


Рис. 14.11

Возможная конструктивно-силовая схема центроплана с продольным расположением грузовых кабин

I — продольные ферменные силовые балки-лонжероны; II — верхние поперечные арки; III — верхний силовой свод; IV — нижние поперечные арки; V — нижний силовой свод — каркас грузового пола; VI — верхние обшивочные панели; VII — нижние обшивочные панели; VIII — настилы грузового пола; IX — нижние продольные рёбра

Бортотсеки, замыкающие центроплан, и тоже представляющие законченные самостоятельные агрегаты, могут соединяться с элементами каркаса центроплана по усиленным шпангоутам через специальные стыковочные фитинги, а с обшивочными панелями центроплана — со специальными силовыми балками бортотсеков через стыковочные профили.

3

Схема, по которой выполняется ТСБРТ, определяет основные размеры, внешний вид, конструктивно-силовую схему и другие параметры и индивидуальные компоновочные особенности не только центроплана, но

и всех остальных агрегатов планера экранолёта: фюзеляжа, бортовых отсеков, баллонно-лыжного шасси, оперения, силовых установок.

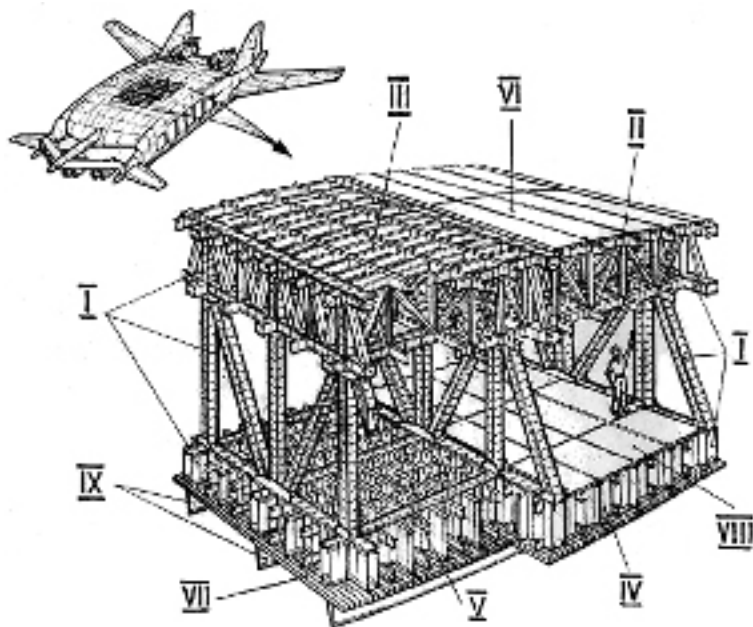


Рис. 14.12

Возможная конструктивно-силовая схема центроплана с поперечным расположением грузовых кабин

- I — поперечные силовые фермы-лонжероны; II — верхние продольные арки;
 III — верхний силовой свод; IV — нижние продольные арки; V — нижний силовой свод — каркас силового пола; VI — верхние обшивочные панели;
 VII — нижние обшивочные панели; VIII — настилы грузового пола;
 IX — нижние продольные рёбра

Для ТСБРТ, выполняемых по схеме с «грузовым фюзеляжем», полно-размерный фюзеляж, являющийся основным агрегатом планера, должен, в дополнение к функциям, выполняемым фюзеляжами обычных транспортных самолётов, нести на себе:

- центроплан с бортотсеками;
- поддувную силовую установку или пилоны для её крепления;
- разгонно-тормозную силовую установку (рис. 14.13).

Конструктивно такой фюзеляж может выполняться по аналогичной с фюзеляжами обычных самолётов схеме полумонокока (герметичная обшивка со стрингерами и набором рядовых шпангоутов) и дополнительными силовыми

ми шпангоутами и усиленным каркасным набором в носовой, центральной и хвостовой частях для крепления этих дополнительных агрегатов (рис. 14.10).

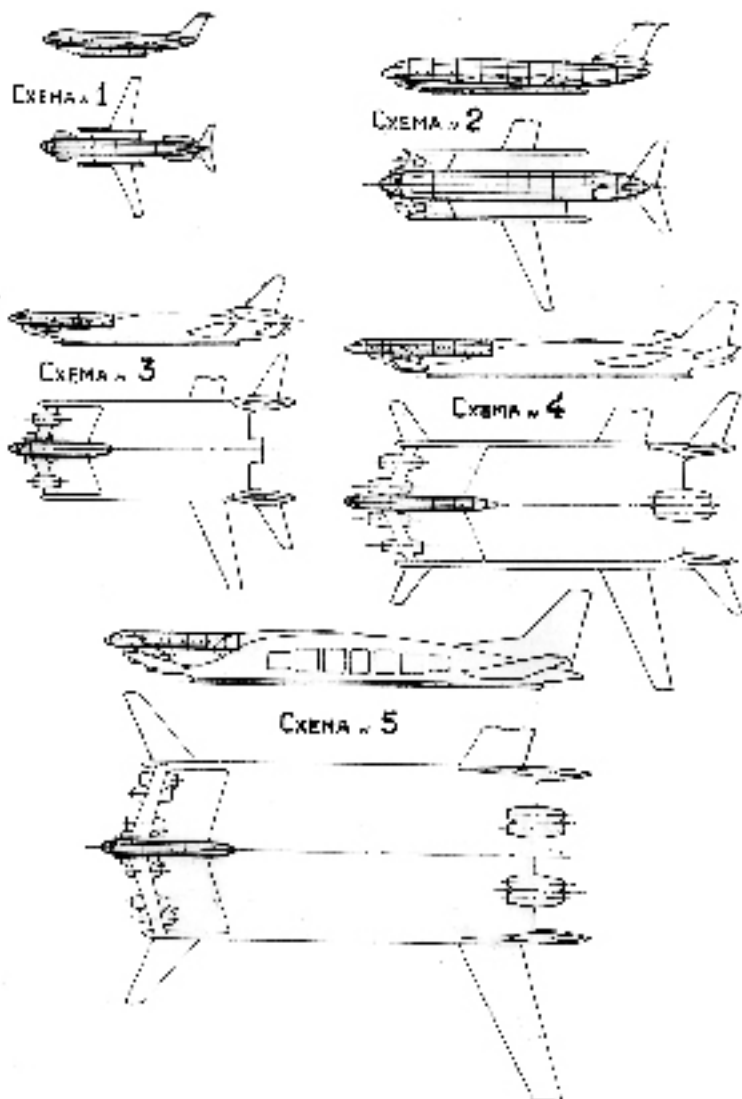


Рис. 14.13

Возможные конструктивно-компоновочные схемы фюзеляжей сухопутных ТСБРТ

Фюзеляж ТСБРТ с «грузовым центропланом», играющий роль вспомогательной надстройки для размещения кабины экипажа и бытовых помещений, и участвующий в силовой схеме планера только креплением

пилонов поддувных двигателей, должен также выполняться по схеме полумонокока, но в существенно облегчённом виде — с местным усилением только в носовой части.

Параметры фюзеляжей зависят от исполняемых ими функций.

Диаметр фюзеляжа для ТСБРТ с «грузовым фюзеляжем» определяется обеспечением необходимых габаритов (высоты и ширины) грузовой кабины. Выбирается диаметр по статистике для габаритов грузовых кабин современных транспортных самолётов соответствующей размерности. Диаметр фюзеляжа для ТСБРТ с «грузовым центропланом» определяется необходимыми габаритами кабины экипажа.

На графике 14.12, на котором приведена зависимость диаметра фюзеляжа от размерности, видно, что диаметры грузовых фюзеляжей интенсивно растут вплоть до диаметра в 6 м для взлётного веса 200 т, обеспечивая максимально возможные габариты грузовых кабин.

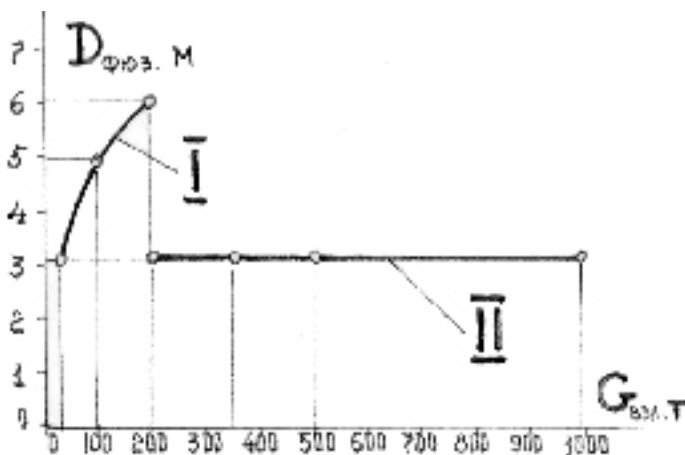


График 14.12

Зависимость диаметра фюзеляжа от размерности самолёта $D_{ф} = f(G_{взл})$

I — ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; II — ТСБРТ с грузовым центропланом

При переходе к схемам с «грузовым центропланом» диаметр фюзеляжа резко падает до величины порядка 3-х метров и остаётся таким на всём дальнейшем диапазоне размерностей. Такой диаметр является вполне достаточным для обеспечения необходимого объёма кабины пилотов для ТСБРТ любого взлётного веса.

Длина фюзеляжа зависит от нескольких факторов. Для обеих схем ТСБРТ она определяется:

- креплением группы поддувных двигателей, размещение которых строго ограничивается расстоянием от среза выхлопного сопла каждой гондолы до передней кромки центроплана. Это расстояние, определяемое условиями формообразования газового потока на входе в аэроходное устройство, должно быть в пределах 5-и диаметров выхлопного сопла, и зависит от размерности двигателя;
- компоновкой кабины экипажа с обеспечением необходимого обзора в стороны и вниз;

Для ТСБРТ с «грузовым фюзеляжем» длина фюзеляжа определяется также:

- необходимой длиной грузовой кабины, объём и площадь грузового пола которой должны соответствовать максимальной грузоподъёмности самолёта;
- компоновкой хвостового люкового отсека;
- размещением оперения.

Из графика 14.13, на котором представлена зависимость длины фюзеляжа от размерности, видно, что на ТСБРТ с «грузовым фюзеляжем» длина фюзеляжа резко возрастает с ростом размерности (объясняется ростом потребной длины грузовой кабины), превышая при этом длину фюзеляжей современных транспортных самолётов (объясняется удлинением носовой части фюзеляжа за счёт крепления поддувной силовой установки).

ТСБРТ с «грузовым центропланом» имеет фюзеляж с существенно ограниченными функциями и с соответственно значительно меньшей длиной. Величина и характер изменения этой длины при изменении размерности самолёта зависит от количества двигателей в поддувной силовой установке.

После резкого уменьшения длины фюзеляжа на взлётном весе 200т (переход к схеме с грузовым центропланом) длина фюзеляжа плавно увеличивается. Объясняется это тем, что одновременно с ростом взлётного веса самолёта увеличивается размерность поддувных двигателей, увеличивается диаметр выхлопных сопел гондол и их расстояние до передней кромки центроплана, что и увеличивает длину фюзеляжа, к носовой части которого эти двигатели закреплены. Такое изменение длины фюзеляжа происходит до взлётного веса, при котором или размерность двигателей достигает своего предельного значения, или когда дальнейшее увеличение размерности двигателей нецелесообразно по компоновочным соображениям.

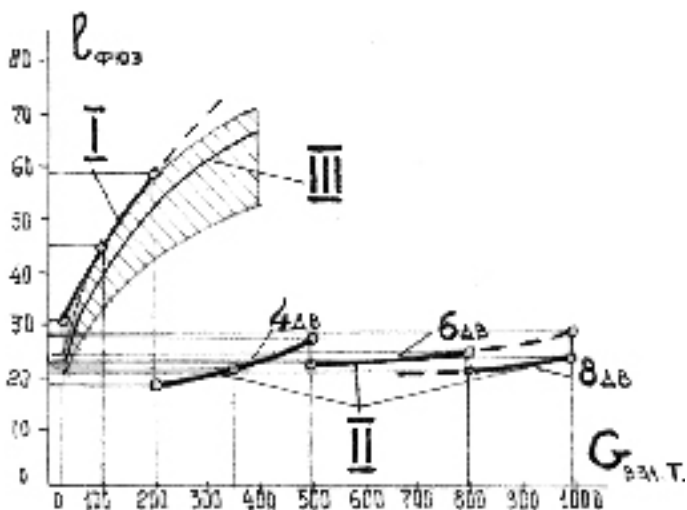


График 14.13

Зависимость длины фюзеляжа от размерности самолёта $l_{\phi} = f(G_{взл})$

I — ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; II — ТСБРТ с грузовым центропланом; III — среднестатистическое значение.

Тогда возникает потребность в переходе на увеличенное количество поддувных двигателей меньшей размерности. За счёт уменьшения диаметров выхлопных сопел гондол этих менее мощных двигателей потребное расстояние их до передней кромки центроплана уменьшается, а следовательно, уменьшается и длина всей фюзеляжной надстройки. На том взлётном весе ТСБРТ, на котором происходит переход на увеличенное количество поддувных двигателей, происходит скачкообразное уменьшение длины фюзеляжа, а потом, при дальнейшем увеличении размерности самолёта, опять длина фюзеляжа плавно увеличивается, и весь процесс её изменения повторяется.

С ростом размерности ТСБРТ роль фюзеляжа в формировании его облика уменьшается. Это особенно хорошо видно по изменению относительного миделя фюзеляжа, показанного на графике 14.14.

При переходе на взлётном весе 200т к схеме с грузовым центропланом значение относительного миделя фюзеляжа резко падает, и, продолжая уменьшаться, становится почти на порядок меньше, чем для ТСБРТ с грузовым фюзеляжем. Такое «вырождение» фюзеляжа существенно улучшает аэродинамику тяжёлых экранолётов, повышает их крейсерское качество и, по мере дальнейшего роста размерности, всё больше приближает качество к качеству классического «летающего крыла».

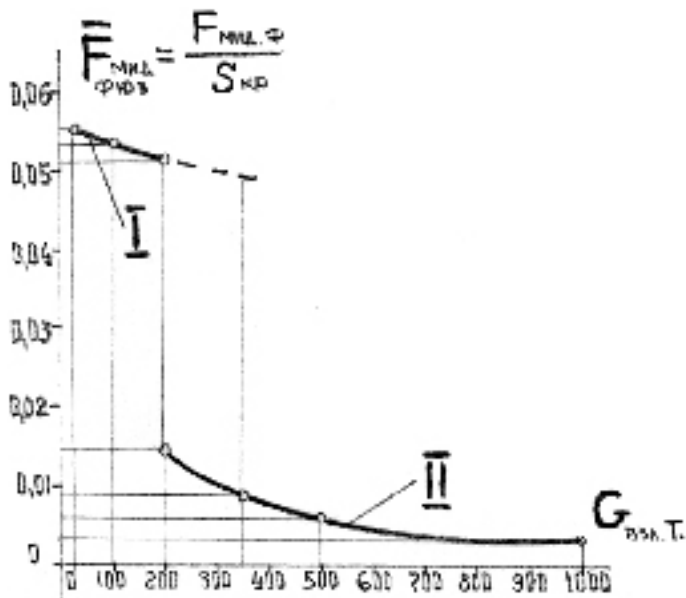


График 14.14

Зависимость миделя самолёта от размерности самолёта

I — ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; II — ТСБРТ с грузовым центропланом

4

Ещё одной органичной составляющей корпуса любого экранолёта, размеры, форма и конструкция которой зависят от размерности и схемы ТСБРТ, являются бортовые отсеки (рис. 14.14).

На ТСБРТ любых взлётных весов и схем бортовые отсеки выполняют функции:

- бортового ограждения «аэроходного устройства»;
- крепления баллонно-лыжного шасси.

Кроме того, на большинстве схем они служат для крепления пилона поддувной силовой установки.

А на схемах с грузовым центропланом для:

- крепления горизонтального (заднего или переднего) и вертикального оперения;
- крепления двигателей разгонно-тормозной силовой установки.

Бортовые отсеки должны иметь конструкцию фюзеляжного полумонококового типа, состоящую из наружной обшивки со стрингерами, набора

типовых шпангоутов, а также ряда силовых шпангоутов и местных усилений, количество и расположение которых зависит от сопрягаемых агрегатов. Нижняя часть любых бортовых отсеков должна выполняться в виде усиленной платформы, к которой крепятся баллонно-лыжные опоры.

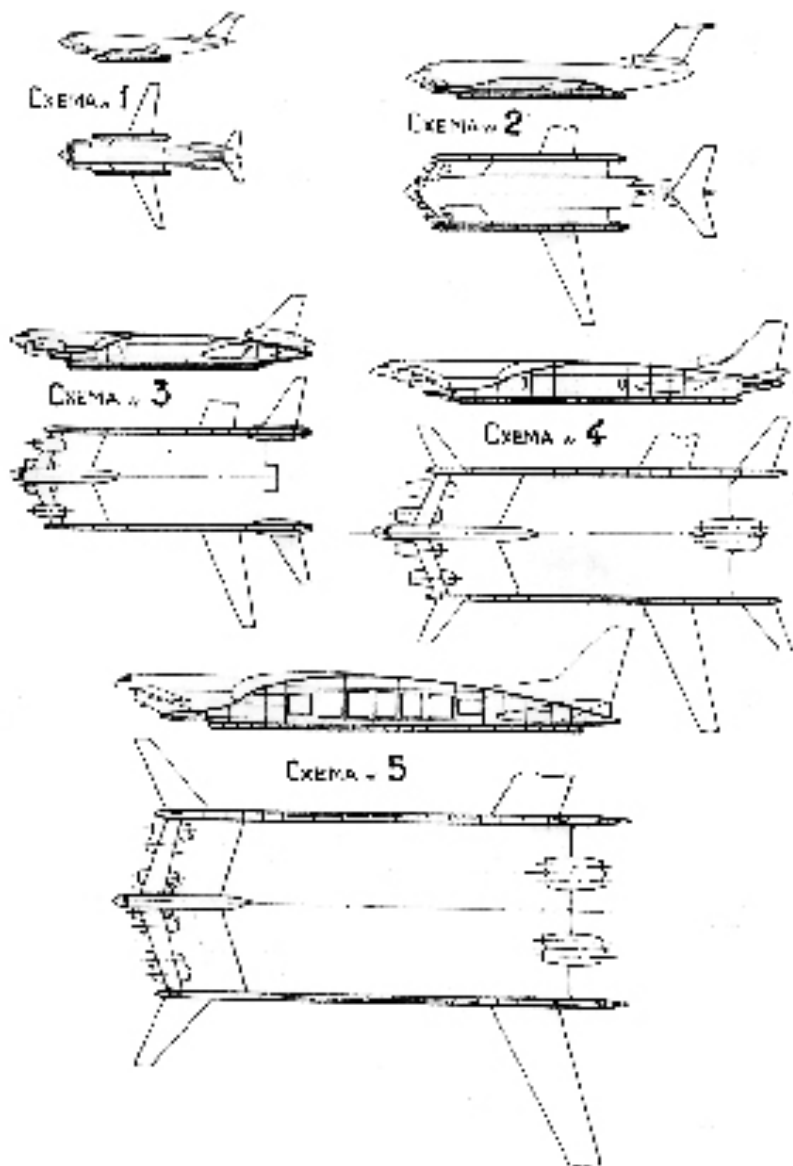


Рис. 14.14

Возможные конструктивно-компоновочные схемы бортовых отсеков сухопутных ТСБРТ

Длина бортовых отсеков определяется:

- размерами баллонно-лыжных опор, закреплённых на бортовых отсеках;
- компоновкой поддувной силовой установки и конструкцией её крепления к носовой части бортовых отсеков;
- компоновкой горизонтального оперения, передние консоли которого могут быть закреплены в носовой, а задние — в хвостовой части бортовых отсеков (для ТСБРТ с грузовым центропланом).

Из графика 14.15, показывающего зависимость относительной длины бортовых отсеков от размерности ТСБРТ, видно, что для экранолётов со взлётным весом до 100т, на которых поддувная силовая установка крепится непосредственно на носовой части фюзеляжа, и длина бортового отсека определяется только размерами концевой хорды центроплана и длиной баллонно-лыжной опоры, относительная длина при увеличении взлётного веса растёт пропорционально росту этих параметров.

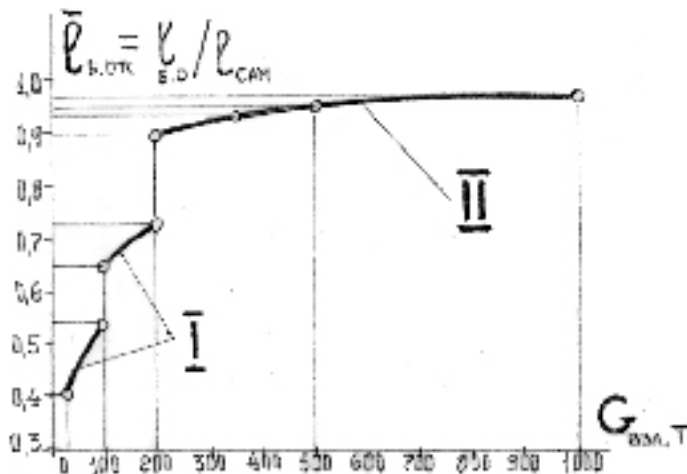


График 14.15

Зависимость относительной длины бортовых отсеков от размерности самолёта

$$\bar{L}_{б.отс} = f(G_{взл})$$

I — ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; II — ТСБРТ с грузовым центропланом

В зоне взлётных весов, близких к 100т, где для крепления поддувной силовой установки появляется необходимость в переднем пилоне, для его поддержания носовая часть бортового отсека искусственно удлиняется, а в результате этого происходит скачкообразный рост относительной длины всего бортового отсека. Второй скачок происходит на взлётном весе 200т при пере-

ходе к схеме с грузовым центропланом. Этот скачок обусловлен, с одной стороны, удлинением хвостовых частей бортов отсеков для крепления разнесенных килей и консолей заднего стабилизатора, а с другой — уменьшением относительной длины корпуса ТСБРТ с грузовым центропланом по сравнению с фюзеляжной схемой (график 14.16).

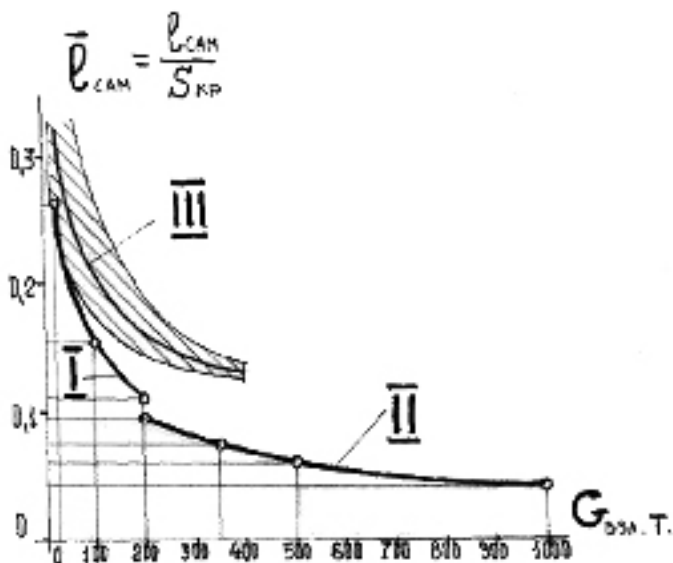


График 14.16

Зависимость относительной длины самолёта от его размерности

$$\bar{l}_{сам} = f(G_{взл})$$

I — ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; II — ТСБРТ с грузовым центропланом;
III — среднестатистическое значение

При дальнейшем росте размерности высокий уровень относительной длины бортовых отсеков остаётся практически неизменным. Это говорит о том, что многофункциональность этого агрегата сохраняется для схемы с грузовым центропланом во всём диапазоне возможных взлётных весов.

Ширина бортовых отсеков определяется:

- диаметром баллонов баллонно-лыжных опор и конструкцией их крепления к бортов отсекам;
- размерами сечения, необходимыми для обеспечения прочности бортов отсеков при их нагружении от баллонного шасси, от поддувной и разгонно-тормозной силовых установок, от горизонтального и вертикального оперения.

Максимальная высота сечения определяется:

- максимальной строительной высотой профиля концевой сечения центроплана;
- высотой подцентропланной камеры аэроходного устройства.

Особенность трансформации поперечных сечений бортов отсеков при росте размерности можно увидеть по изменению относительного миделя, представленному на графике 14.17.

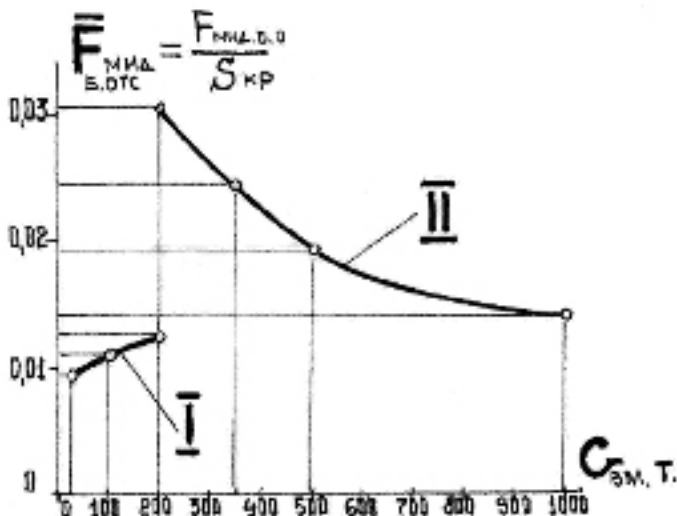


График 14.17

Зависимость относительного миделя бортового отсека от размерности самолёта

$$\ddot{F}_{\text{мид}} = f(G_{\text{взл}})$$

I — ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; II — ТСБРТ с грузовым центропланом

Скачкообразное увеличение относительного миделя на взлётном весе 200т при переходе к схеме с грузовым центропланом объясняется резким увеличением габаритов сечения бортовых отсеков по ширине — для восприятия нагрузок от оперения, а по высоте — за счёт значительного увеличения толщины профиля центроплана. Падение относительного миделя при дальнейшем увеличении размерности происходит за счёт того, что габариты сечения бортов отсеков растут значительно медленнее, чем площадь крыла.

В связи со способностью двигаться по аэродрому на газодинамической подушке без жёсткого контакта с поверхностью у ТСБРТ отпадает необходимость в классических шасси. Становятся ненужными колёса, которые обеспечивали движение по взлётной полосе с малым трением и торможение при посадке, стоечные амортизаторы, которые гасили энергию ударов о поверхность при приземлении, на пробеге и разбеге, а также все системы, обеспечивающие функционирование шасси и его уборку-выпуск. Вместо этого сложного и тяжёлого устройства появилась возможность применить значительно более простые неубираемые надувные баллонно-лыжные опоры небольшого диаметра.

Эти опоры, крепящиеся к нижним частям бортов отсеков и выполняющие роль боковых ограждений аэроходного устройства, должны:

- удерживать максимальный вес самолёта при стоянке на земле с удельным давлением на грунт не более $0,5 \text{ кг/см}^2$;
- амортизировать вертикальные и боковые удары о поверхность при случайном резком проседании самолёта в момент входа в газодинамический контакт с поверхностью на посадке;
- амортизировать случайные скользящие удары о неровности грунта при скоростном движении на воздушной подушке.

Для выполнения таких функций конструкция баллонных опор должна:

- иметь достаточную прочность и упругость для выдерживания несимметричных перегрузок и деформаций и необходимую эластичность для гашения случайных ударов;
- обеспечивать большую, изменяемую с изменением веса, площадь контакта с поверхностью для сохранения одинакового удельного давления на грунт при различной загрузке самолёта, а нижняя часть опоры должна обладать достаточной гибкостью, местной прочностью и стойкостью на истирание;
- обеспечивать надёжность и живучесть всего шасси при разрушении его отдельных элементов, а также быструю и лёгкую замену вышедших из строя элементов в процессе эксплуатации.

Каждая из таких баллонно-лыжных опор должна состоять из набора соединённых друг с другом по длине автономных цилиндрических надувных баллонов с полусферическими днищами и полужёсткими лыжами для контакта с грунтом (рис. 14.15).

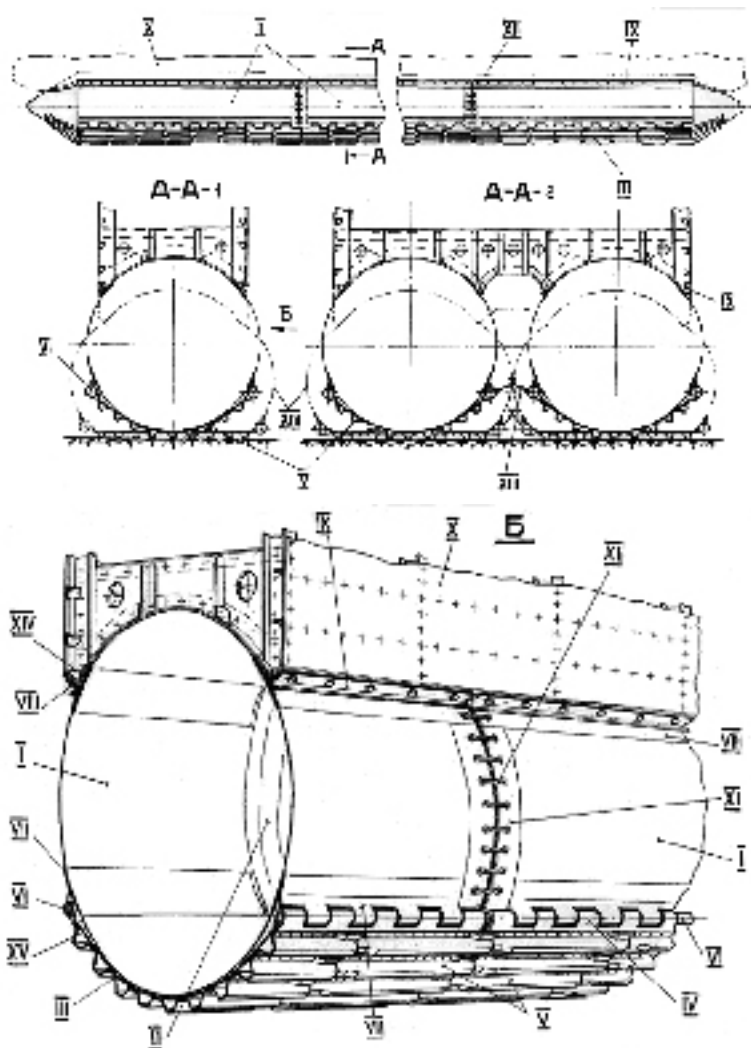


Рис. 14.15

Конструктивная схема сухопутной баллонно-лыжной опоры

А-А-1 — одинарная опора для лёгких, средних и тяжёлых ТСБРТ; А-А-2 — спаренная опора для сверхтяжёлых ТСБР; I — надувной баллон; II — полусферическое днище баллона; III — полужёсткая лыжа; IV — прерывистая стыковочная лямка полотнища лыжи; V — титановые «треки» лыжи; VI — трубчатый соединительный стрингер; VII — прерывистая стыковочная лямка баллона; VIII — верхняя силовая стыковочная лямка баллона; IX — фигурный прижимной профиль; X — бортовой отсек; XI — поперечные торцевые стыковочные лямки; XII — соединительная шнуровка; XIII — поворотные защитные «заслонки»; XIV — силовой стыковочный угольник; XV — полотнище лыжи

Изготавливаться баллоны должны из тонкой и прочной прорезиненной ткани методом горячей вулканизации. Для обеспечения быстрого снятия и замены любого из баллонов, их крепление к бортовым отсекам должно выполняться легкосъёмным соединением. С этой целью в верхней части каждого баллона по всей его длине должны быть привулканизированы две силовые лямки из армированной прорезиненной ткани с отверстиями под болты, а на стыковочных угольниках нижних бимсов бортовых отсеков должны быть установлены анкерные гайки. При установке баллона лямки подводятся к стыковочным угольникам, сверху на лямки устанавливается прижимной фигурный профиль, и весь пакет стягивается болтами. Лямка оказывается зажатой между угольником бортового отсека и фигурным профилем, и благодаря силе трения, передаёт нагрузку от баллона распределённо по всей длине. Установка и снятие баллона производится в ненадутом его состоянии, что даёт возможность закреплять и освобождать лямки без напряжения. Друг с другом соседние баллоны соединяются шнуровкой через поперечные боковые лямки, привулканизированные к баллонам у их торцов.

Такая конструкция способна обеспечить:

- необходимый уровень живучести баллонно-лыжного шасси, т.к. разрушение одного или даже нескольких отдельных баллонов не приведёт к выходу из строя всего шасси. Их нагрузку возьмут на себя соседние баллоны, несколько увеличивая при этом общую просадку самолёта и, возможно, удельную нагрузку на грунт;
- необходимую простоту замены разрушенных баллонов в условиях эксплуатации. Эту замену можно производить при стоянке самолёта на собственных баллонных опорах без применения специальных подъёмных средств. При замене баллона достаточно стравить полностью давление из заменяемого баллона и снизить давление в двух соседних баллонах, чтобы ослабить напряжение на их выпуклых днищах и на стыковочных лямках.

На каждом баллоне в нижней его части должна закрепляться полужёсткая лыжа, которая может выполняться в виде гибкого полотнища из нескольких слоёв плотной кордовой ткани, к которому прикреплён набор коротких корытообразных штампованных профилей из титана — «треков». Эти профили-треки должны быть ориентированы вдоль полотнища и покрывать всю его площадь, располагаясь по типу «рыбьей чешуи» или «черепицы» — задняя часть каждого переднего трека накрывает переднюю часть каждого заднего трека. В поперечном сечении треки должны располагаться на полотнище почти вплотную друг к другу через минимальные пере-

мычки, обеспечивающие гибкость соединения. Крепление лыжи к баллону должно быть легкосъёмным. Вдоль баллона лыжа должна крепиться при помощи прерывистых тканевых лямок на баллоне и на полотнище лыжи, соединяемых съёмными трубчатыми стрингерами по типу «рояльных петель». По торцам — шнуровкой по поперечным лямкам. Установка и снятие лыжи должны производиться на ненадутом баллоне. На стыке двух баллонов задняя часть передней лыжи должна накрывать переднюю часть задней лыжи. Баллоны, расположенные в носу и в хвосте баллонной опоры должны иметь конические надувные законцовки, к которым при помощи шнуровки будут крепиться конические законцовки лыж.

Такая конструкция должна обеспечить:

- прочность на истирание, т.к. контакт с грунтом на скорости будет происходить по выпуклым поверхностям титановых треков;
- достаточную гибкость в продольном и поперечном направлениях для обеспечения «отслеживания» лыжей контуров макронеровностей поверхности грунта при стоянке, что предотвращает передачу деформации на корпус и его неравномерное нагружение;
- способствовать «обтекать» мелкие выпуклые неровности почвы, локализуя этим деформации и нагрузки на лыжи небольшими участками площади. При «наступании» на мелкую выпуклую неровность (кочку, камень и т.п.) будет происходить просадка и проворот внутрь баллона только нескольких треков, непосредственно контактирующих с неровностью, которыми и будет ограничиваться зона дополнительного местного нагружения.

В зависимости от размерности ТСБРТ может существовать две схемы баллонно-лыжного шасси:

- шасси с двумя баллонно-лыжными опорами (по одной опоре на каждом бортовом отсеке, (см рис. 14.15.А-А-1);
- шасси с четырьмя баллонно-лыжными опорами (по две спаренные опоры на каждом бортовом отсеке, (см. рис. 14.15.А-А-2).

Вторая схема может применяться на сверхтяжёлом ТСБРТ с целью получения большей площади контакта при небольших высоте и диаметре баллонов. Шасси с четырьмя баллонными опорами по конструкции ничем не должны отличаться от двухопорных, за исключением того, что две лыжи спаренных опор должны соединяться друг с другом по внутренним трубчатым стрингерам поворотными жёсткими элементами (заслонками), перекрывающими доступ посторонним предметам в полость между баллонами.

Для заполнения сжатым воздухом каждый баллон должен иметь запорный штуцер индивидуальной заправки и штуцер централизованной заправки и подкачки. На каждом баллоне должен устанавливаться также предохранительный клапан. На самолёте должна быть система централизованной подкачки, использующая сжатый воздух от двигателей или от ВСУ. Индивидуальная и централизованная подкачка на земле может производиться от наземного источника сжатого воздуха.

Параметры баллонно-лыжных опор зависят от размерности ТСБРТ, его габаритов, компоновочной схемы, заданных лётных качеств и условий эксплуатации.

Длина опоры определяется, с одной стороны, размерами концевой хорды центроплана, а с другой — расположением центра тяжести самолёта. Так как баллонно-лыжные опоры являются боковым ограждением «аэроходного устройства», они должны по своим размерам несколько превосходить длину концевой хорды центроплана, выступая вперёд и назад на 8%-12% её длины. Это необходимо для гарантированного удержания сжатых газов в объёме газовой камеры «аэроходного устройства» в процессе формирования воздушной подушки. Именно этим условием определяется задняя граница баллонных опор (расположение их хвостовых частей относительно задней кромки центроплана) и минимально возможная их длина. Передняя граница опор и их фактическая полная длина определяется размещением опор симметрично относительно центра тяжести самолёта, что необходимо для обеспечения равномерной нагрузки баллонных опор от веса самолёта по их длине. Длина баллонных опор и её изменение при изменении взлётного веса и схемы ТСБРТ тесно связаны с длиной самолёта. Это заложено компоновочными особенностями корпуса самолёта и самой архитектурой его «аэроходного устройства».

Анализ графиков 14.16 и 14.18, на которых представлены зависимости относительной длины самолёта и относительной длины баллонно-лыжных опор от размерности ТСБРТ, показывает полное соответствие характера изменений этих относительных параметров.

Резкий рост относительной длины баллонных опор на схеме с «грузовым фюзеляжем» в диапазоне взлётных весов до 200т объясняется таким же резким падением относительной длины самолёта, что в свою очередь связано со значительным более интенсивным ростом в этом диапазоне размерности площади центроплана (а, следовательно, и ростом его концевых хорд) по сравнению с ростом длины фюзеляжа и общей длины самолёта. Скачки обоих относительных параметров при взлётном весе в 200т связа-

ны с переходом к схеме с «грузовым центропланом», при котором относительная длина самолёта падает, а относительная длина баллонных опор в связи с этим соответственно возрастает. При дальнейшем росте размерности относительная длина баллонно-лыжных опор незначительно возрастает, что полностью соответствует такому же незначительному падению в этом диапазоне размерности относительной длины самолёта.

Потребная ширина лыжи при обжатой баллонной опоре определяется по условиям стоянки ТСБРТ с максимальным взлётным весом. Расчёт производится из условий обеспечения при этом максимального удельного давления на грунт не более $0,5 \text{ кг/см}^2$. Такая величина давления обеспечивает практически «абсолютную» проходимость, т.е. возможность эксплуатировать самолёт на любом грунте при любом его состоянии (в любое время года и при любой погоде). Потребная ширина лыжи $b_{\text{лыжи}}$ определяется из соотношения

$$b_{\text{лыжи}} = \frac{G_{\text{вл}}}{2L_{\text{бал.опор}} \cdot q_{\text{гр}}},$$

где $L_{\text{бал.опор}}$ — длина баллонной опоры,

$q_{\text{гр}}$ — допустимое удельное давление на грунт.

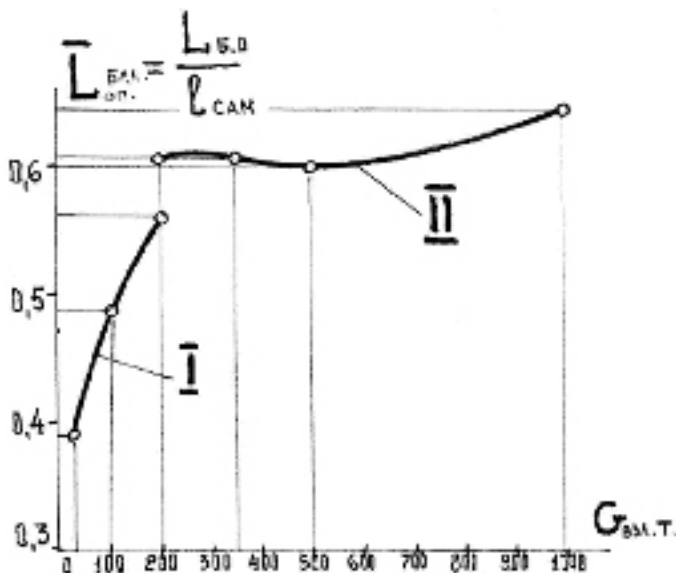


График 14.18

Зависимость относительной длины баллонных опор от размерности самолёта $L_{\text{бал.оп}} = f(G_{\text{вл}})$

I — ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; II — ТСБРТ с грузовым центропланом

Диаметр баллонов определяется в зависимости от:

- потребной ширины лыжи (необходимой площади контакта с грунтом);
- схемы и количества баллонных опор;
- конструкции лыжи.

Величина диаметра ограничивается:

- по минимуму — оптимальной высотой нижней поверхности центроплана от земли;
- по максимуму — обеспечением минимально возможного суммарного миделя баллонных опор для получения их наименьшего аэродинамического сопротивления.

Исходя из этих условий, максимальный диаметр баллона целесообразно ограничить величиной 1,2-1,3м, а применение двухопорных баллонно-лыжных шасси — взлётным весом 450-500т с дальнейшим переходом на четырёхопорные.

Зависимости диаметров баллонов и относительного миделя баллонно-лыжного шасси от размерности ТСБРТ показаны на графиках 14.19 и 14.20.

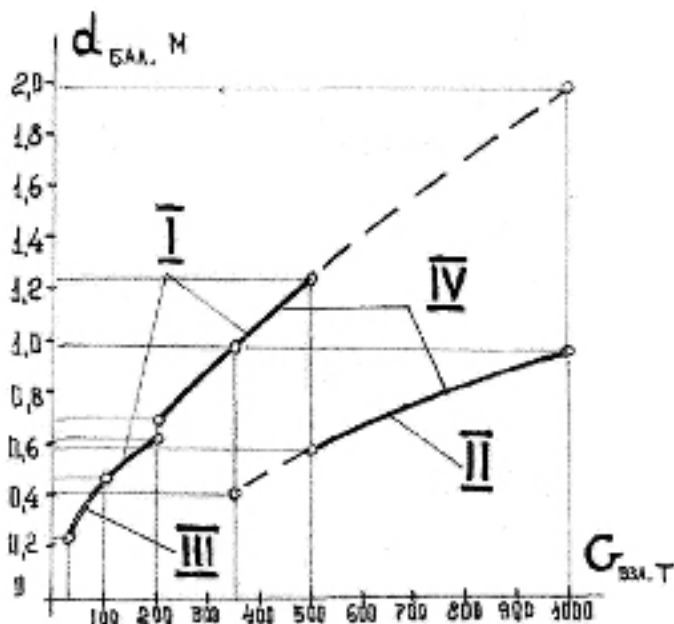


График 14.19

Зависимость диаметра баллонов баллонно-лыжных опор от размерности самолёта $d_{бал} = f(G_{взл})$

I — одинарные баллонные опоры; II — сдвоенные баллонные опоры;
III — ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; IV — ТСБРТ с грузовым центропланом

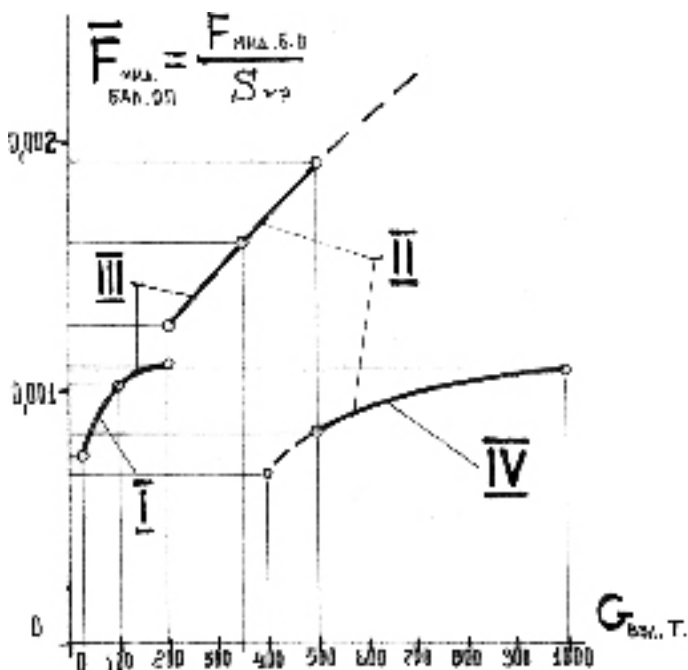


График 14.20

Зависимость относительного миделя баллонных опор от размерности самолёта $F_{\text{мид. бал. оп.}} = f(G_{\text{взл. Т.}})$

I — ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; II — ТСБРТ с грузовым центропланом; III — одинарная баллонная опора; IV — сдвоенная баллонная опора

Из этих графиков видно, что и та, и другая кривая состоят из двух ветвей — ветви для одинарных опор и ветви для сдвоенных опор, каждая из которых растёт по мере роста размерности. Переход с одной ветви на другую происходит при той размерности, при которой диаметр баллонов в одинарной баллонной опоре достигает своего предельного значения. При этом переходе потребный диаметр баллона скачкообразно падает за счёт увеличения количества баллонных опор. Небольшой скачок диаметра баллона и относительного миделя при взлётном весе 200т, когда происходит переход от схемы с «грузовым фюзеляжем» к схеме с «грузовым центропланом», объясняется меньшей длиной баллонной опоры на ТСБРТ с «грузовым центропланом» за счёт более заднего положения центра тяжести самолёта.

Длина отдельного баллона, из которых набирается баллонная опора, должна быть кратной полной длине этой опоры. Максимальное её значение

определяется возможностью изготовления баллона в стандартном автоклаве, а минимальное значение и оптимальное количество баллонов в опоре — обеспечением живучести и ремонтоспособности баллонной опоры.

6

К агрегатам, формирующим особенный технический облик ТСБРТ, его непривычный внешний вид, относится и не совсем обычное оперение. В зависимости от размерности и конструктивно-компоновочных схем ТСБРТ могут применяться несколько различных схем оперения (рис. 14.16).

На лёгких ТСБРТ с «грузовым фюзеляжем», на котором из-за малого размаха центроплана, соизмеримого с суммарной шириной гондол поддувных двигателей, эти гондолы крепятся непосредственно к фюзеляжу, может быть применена Т-образная форма оперения (центральный киль в хвостовой части фюзеляжа с расположенным на нём стабилизатором, см. рис. 14.16, схема 1) как самая распространённая, проверенная и оптимальная для современных транспортных самолётов.

На средних ТСБРТ с «грузовым фюзеляжем» и взлётным весом до 200т, на которых размах центроплана достаточно велик, гондолы поддувных двигателей могут быть разнесены равномерно по размаху центроплана и подвешены к горизонтальному пилону, расположенному под носовой частью фюзеляжа между двумя борготсеками. Этот пилон, имея аэродинамическую профилировку и создавая собственную подъёмную силу, будет участвовать в уравнивании крыльевого момента и может рассматриваться как часть горизонтального оперения (так называемый «центральный передний стабилизатор»). Всё оперение на этих ТСБРТ будет в таком случае состоять из обычного хвостового оперения Т-образной формы и центрального переднего стабилизатора (Рис. 14.16, схема 2).

На средних и тяжёлых ТСБРТ с «грузовым центропланом» и взлётным весом 200-350т может быть применена схема оперения с двумя киями, расположенными в хвостовой части борготсеков, с двумя консолями хвостового стабилизатора, закреплёнными на внешних бортах хвостовых частей борготсеков под киями, и с центральным передним стабилизатором (пилоном поддувных двигателей), расположенным под носовой частью фюзеляжа между двумя борготсеками (Рис. 14.16, схема 3).

На тяжёлых ТСБРТ со взлётным весом до 500-750т, создаваемых по схеме с «грузовым центропланом» и продольным размещением грузовых кабин в центроплане, может быть применена схема 4 (Рис. 14.16), которая

отличается от схемы 3 дополнительным размещением на бортах носовой части бортовсексов двух консолей переднего горизонтального оперения. Такая смешанная схема оперения может оказаться выгодной с точки зрения повышенной эффективности за счёт больших плеч переднего горизонтального оперения.

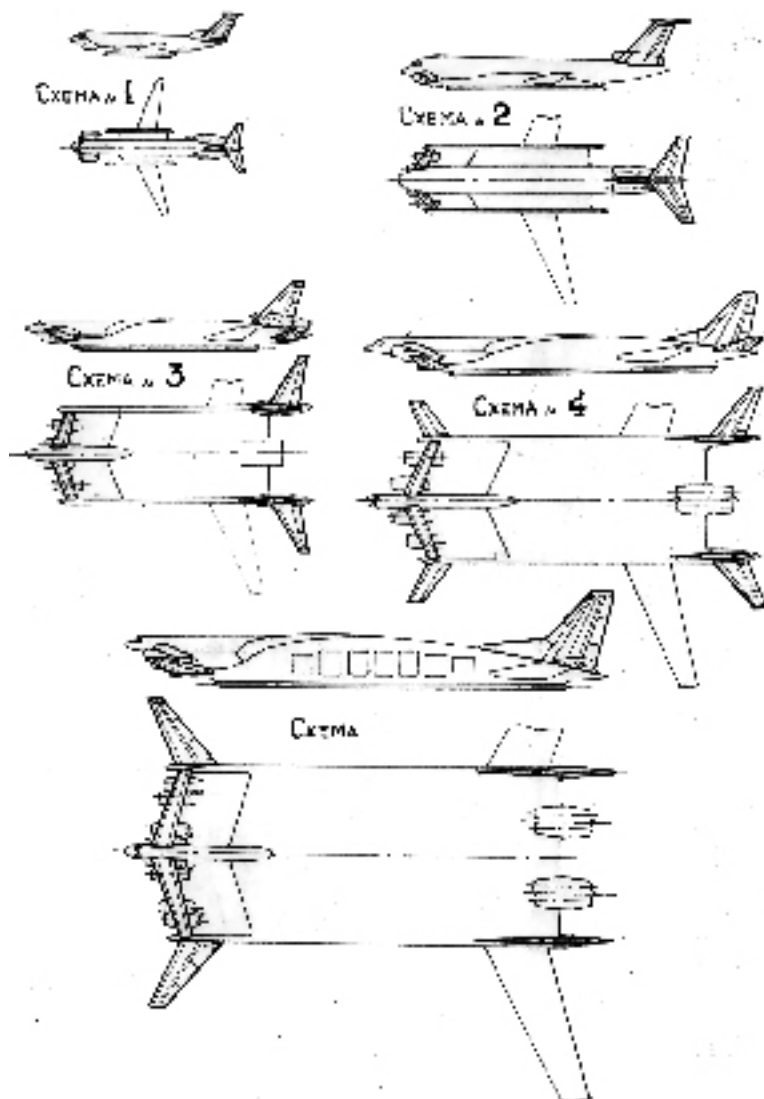


Рис. 14.16

Возможные конструктивно-компоновочные схемы оперения сухопутных ТСБРТ

На сверхтяжёлых ТСБРТ со взлётным весом 1000т и более для обеспечения рационального использования внутренних объёмов центроплана при поперечном размещении грузовых кабин и для получения приемлемой схемы составного крыла консоли крыла целесообразно располагать в хвостовой части центроплана. Это делает нерациональным и невозможным применение хвостового горизонтального оперения. В то же время большое расстояние от центра тяжести самолёта до переднего центрального стабилизатора, являющегося пилоном группы поддувных двигателей, даёт возможность путём установки в этом районе консолей стабилизатора получить переднее горизонтальное оперение высокой эффективности. Таким образом, для ТСБРТ такого класса может быть применена чистая схема «утка» с двумя разнесёнными по хвостовым частям бортовых килями (рис. 14.16, схема 5).

Интересной особенностью ТСБРТ является возможность обеспечения необходимой путевой и продольной полётной устойчивости и управляемости при существенно меньших, чем это требуется для обычных транспортных самолётов, площади и эффективности горизонтального и вертикального оперения.

На графике 14.21, на котором представлена зависимость относительной площади горизонтального оперения от размерности ТСБРТ, видно, что в диапазоне взлётных весов до 200т эта площадь растёт, отставая по своей величине на 15-20% от среднестатистических значений площади горизонтального оперения обычных самолётов, потом, при переходе к схеме с «грузовым центропланом», скачкообразно уменьшается и дальше, при увеличении размерности, продолжает интенсивно падать, становясь при взлётном весе 1000т почти вдвое меньше, чем по статистике.

Подобную картину можно наблюдать и на графике 14.22, на котором представлена зависимость коэффициента статического момента горизонтального оперения ТСБРТ от их размерности. Этот коэффициент, уменьшаясь по мере роста размерности во всём диапазоне взлётных весов, остаётся существенно ниже уровня аналогичного коэффициента обычных транспортных самолётов.

Такая особенность ТСБРТ объясняется тем, что на центропланах с очень большой относительной и абсолютной площадью и с большими хордами путём геометрической и аэродинамической крутки профилей обеспечиваются существенно меньшие по сравнению с обычными самолётами моменты крыла, для уравнивания которых требуется меньшая эффективность горизонтального оперения, а, следовательно, и меньшая его относительная площадь.

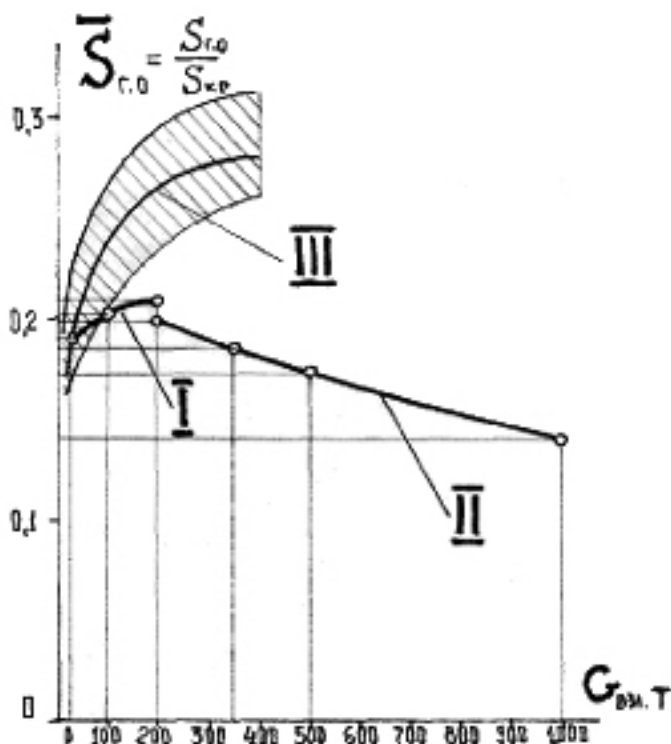


График 14.21

Зависимость относительной площади горизонтального оперения от размерности самолёта $\bar{S}_{г.о} = f(G_{вм. Т})$

I — ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; II — ТСБРТ с грузовым центропланом;
III — среднестатистическое значение

На ТСБРТ с «грузовым фюзеляжем» этот эффект проявляется ещё не в полной мере, т.к. во-первых, относительная площадь их центропланов ещё недостаточно велика, а во-вторых, большая её часть занята фюзеляжем и не может участвовать в снижении моментов крыла. Поэтому, как видно на графиках, относительная площадь горизонтального оперения этих ТСБРТ с ростом размерности растёт по законам обычных самолётов, но несколько медленнее, а коэффициент статического момента в этом диапазоне, интенсивно снижаясь, всё-таки остаётся на довольно высоком уровне, близком к статистическим значениям.

А вот на схемах с «грузовым центропланом» эта особенность проявляется очень ярко. С переходом на эту схему, как видно на графике, резко,

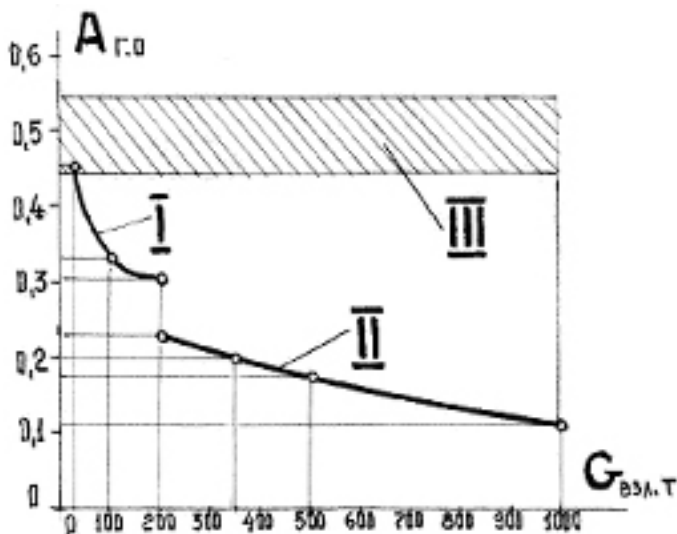


График 14.22

Зависимость коэффициента статического момента горизонтального оперения от размерности самолёта $A_{ГО} = f(G_{взл})$

I — ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; II — ТСБРТ с грузовым центропланом;
III — статистическое значение

скачкообразно уменьшается как относительная площадь горизонтального оперения, так и коэффициент его статического момента. Объясняется это скачкообразным увеличением и дальнейшим ростом относительной площади и относительной хорды центроплана, а также возможностью включения всех профильных сечений центроплана по его размаху в снижении крыльевых моментов. Это даёт возможность по мере роста размерности интенсивно снижать требуемую эффективность горизонтального оперения, а в пределе даже может привести к схеме «бесхвостка», когда на сверхтяжёлом ТСБРТ горизонтальное оперение вообще будет отсутствовать, а его функции будет выполнять само составное крыло, имеющее специальную профилировку и механизацию задней кромки.

Аналогично горизонтальному оперению на ТСБРТ на 30-35% занижена по сравнению с обычными самолётами и относительная площадь вертикального оперения.

Возмущающие моменты по курсу, а, следовательно, и относительные площади вертикального оперения, требуемые для стабилизации самолёта, находятся в прямой зависимости от относительного размаха крыла и относительной длины самолёта.

На ТСБРТ эти параметры во всём диапазоне размерностей существенно (на 35-45%) ниже таких же параметров на аналогичных современных транспортных самолётах, что объясняется большей относительной площадью крыльев ТСБРТ (меньшим уровнем нагрузки на крыло). Это позволяет необходимую эффективность вертикального оперения таких самолётов получить при меньших относительных площадях этого оперения.

Как видно из графика 14.23, значения коэффициента статического момента вертикального оперения ТСБРТ во всём диапазоне размерностей находится на уровне статистических данных для обычных самолётов.

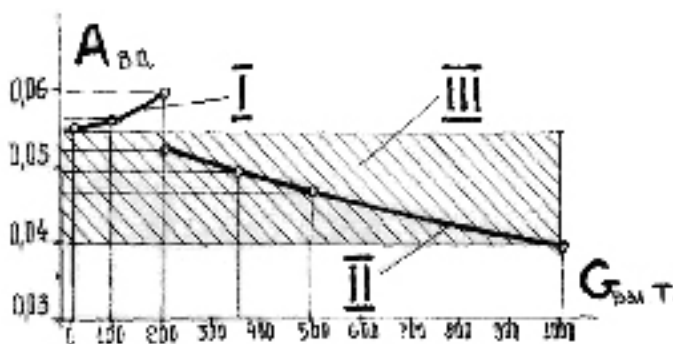


График 14.23

Зависимость коэффициента статического момента вертикального оперения от размерности самолёта $A_{в.о.} = f(G_{взм})$

I — однокилевое оперение на ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; II — двухкилевое оперение на ТСБРТ с грузовым центропланом; III — статистические значения

А вот кривая относительной площади вертикального оперения, показанная на графике 14.24, демонстрирует существенно меньшие значения этого параметра по сравнению со статистикой. Каждая из двух ветвей этой кривой (участок однокилевого оперения на ТСБРТ с «грузовым фюзеляжем» и участок двухкилевого оперения с «грузовым центропланом») практически не изменяется при изменении размерности, а более высокий уровень кривой двухкилевого оперения объясняется запасом площади этого оперения на возможное затенение килей друг другом при большом скольжении.

Конструкция оперения ТСБРТ, кроме размеров и расположения его агрегатов в соответствии со схемами оперения, не должна отличаться от конструкции аналогичных агрегатов транспортных самолётов обычных схем.

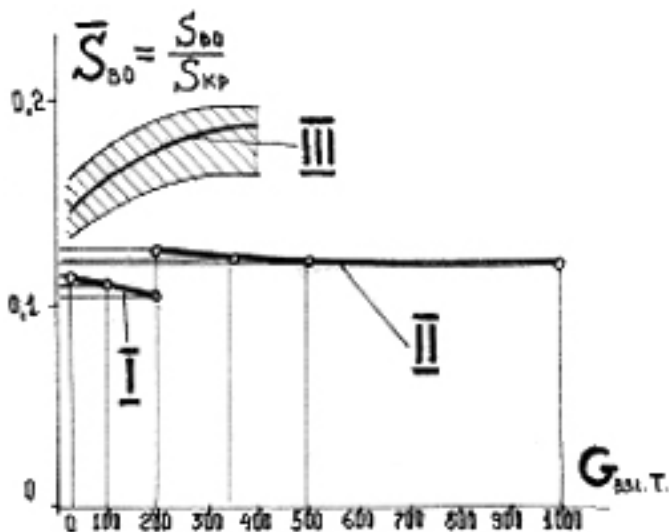


График 14.24

Зависимость относительной площади вертикального оперения от размерности самолёта

$$\bar{S}_{\text{в0}} = f(G_{\text{взл. т.}})$$

I — однокилевое оперение на ТСБРТ с грузовым фюзеляжем; II — двухкилевое оперение на ТСБРТ с грузовым центропланом; III — среднестатистические значения

7

Ещё одной особенностью ТСБРТ является его многодвигательная силовая установка, функционально и конструктивно разделённая на две автономные группы двигателей:

- поддувную силовую установку, размещаемую перед центропланом;
- разгонно-тормозную силовую установку, расположенную в хвостовой части самолёта.

Двигатели, используемые в этих силовых установках, должны отвечать комплексу специфических требований:

- для создания в камере аэроходного устройства эффективной воздушной подушки необходимо, чтобы выхлопная газовая струя поддувных двигателей имела большую массу;
- для обеспечения минимального разрушающего действия на грунт под самолётом эта струя должна обладать небольшими скоростями и температурами и быть равномерной по сечению;

- с целью силовой балансировки и управления самолётом при движении на воздушной подушке, обеспечения оптимальных режимов этой подушки на взлёте и посадке должна обеспечиваться возможность управления вектором тяги, возможность поворота полной выхлопной струи как поддувных, так и разгонно-тормозных двигателей;
- для достижения приемлемых длин пробега при посадке необходимо обеспечение эффективного реверсирования тяги разгонно-тормозных двигателей;
- габариты двигателей должны позволять размещение их компактными группами как в поддувной силовой установке, так и в разгонно-тормозной силовой установке в хвостовой части фюзеляжа, бортовых секций или центроплана;
- так как обе силовые установки могут работать в крейсерском полёте, двигатели должны обладать хорошей экономичностью.

Таким требованиям из всех известных современных типов реактивных двигателей в настоящее время полнее всего отвечают только турбовентиляторные двигатели с большой степенью двухконтурности.

Получение нового уникального качества по безаэродромности за счёт применения аэроходного устройства не может обходиться без повышенных энергетических затрат. Поэтому силовые установки ТСБРТ должны обладать большей относительной мощностью, чем силовая установка обычных транспортных самолётов. Дополнительная мощность им нужна для того, чтобы наряду с разгоном до взлётной скорости и обеспечения нужной скорости крейсерского полёта, создавать воздушную подушку под самолётом, что осуществляет поддувная силовая установка, и обеспечивать более эффективную, чем у обычных самолётов, тормозную силу при посадке, что должна выполнять разгонно-тормозная силовая установка путём максимального реверсирования своей тяги.

Потребная энерговооружённость поддувной силовой установки определяется необходимостью обеспечения такой минимально высоты «отдува» самолёта от поверхности, на которой он может двигаться на воздушной подушке над выступающими неровностями естественной взлётно-посадочной площадки, не задевая эти неровности днищами баллонных опор. Такая высота выбирается для каждого типа ТСБРТ в зависимости от его назначения, размерности и предполагаемых условий эксплуатации. Определяется она двумя основными факторами.

Первый фактор — это характер и высота выступающих неровностей поверхности. Для лёгких ТСБРТ, которым нужны небольшие по размеру

взлётно-посадочные площадки, в любой местности всегда возможно найти такие ровные открытые участки, у которых гладкость и структура поверхности, количество и высота выступающих неровностей соответствуют нормам на полевой аэродром лёгкой спортивной авиации. Максимальная расчётная высота так называемой «стандартной кочки» на таком аэродроме не превышает 0,25м. С ростом размерности ТСБРТ растёт длина их разбега и пробега, растут потребные размеры взлётно-посадочных площадок, и найти для них подходящие по площади участки с такими же требованиями становится всё труднее. Чем больше естественная неподготовленная площадка, тем большая высота выступающих неровностей может встретиться на ней, и тем больше будет таких неровностей. Чем тяжелее ТСБРТ, тем большая площадь нужна для его эксплуатации и тем на большую ожидаемую высоту неровностей нужно рассчитывать при выборе минимальной высоты «отдува».

Анализ рельефа наиболее типовых открытых участков местности, на которых возможно размещение взлётно-посадочных площадок для ТСБРТ различной размерности, показал, что при выборе и обеспечении минимальной высоты «отдува» этих экранолётов нужно ориентироваться на диапазон неровностей от 0,25м («стандартная кочка») для лёгких ТСБРТ со взлётным весом 25-30т до 0,5м для тяжёлых и сверхтяжёлых ТСБРТ со взлётным весом 700-1000т и больше (график 14.25, зона I).

Второй фактор, определяющий минимальную потребную высоту подъёма ТСБРТ над поверхностью связан с особенностями движения и стабилизации самолёта на воздушной подушке. В отличие от колёсных самолётов, устойчивость движения которых по аэродрому обеспечивается жёстким контактом с его поверхностью, движение ТСБРТ при газодинамическом контакте сопровождается угловыми колебаниями самолёта. Возникновение таких колебаний по тангажу и крену обусловлено самой природой естественной устойчивости аэроходного устройства и методами искусственной стабилизации самолёта на воздушной подушке. При изменении углов тангажа и крена в процессе этих колебаний возникает возможность касания или даже ударов о поверхность концевых участков баллонных опор (рис.14.17).

Во избежание этого необходимо, с одной стороны, ограничение углов колебаний корпуса самолёта, а с другой — создание запаса высоты на «проседание» концевых частей баллонов в результате этих колебаний.

Величина этой регламентированной просадки в сумме с максимальной высотой неровностей и небольшим (десятипроцентным) запасом и образу-

ют минимальную потребную начальную (для режима нулевой и самой малой скорости движения) высоту «отдува» ТСБРТ на воздушной подушке.

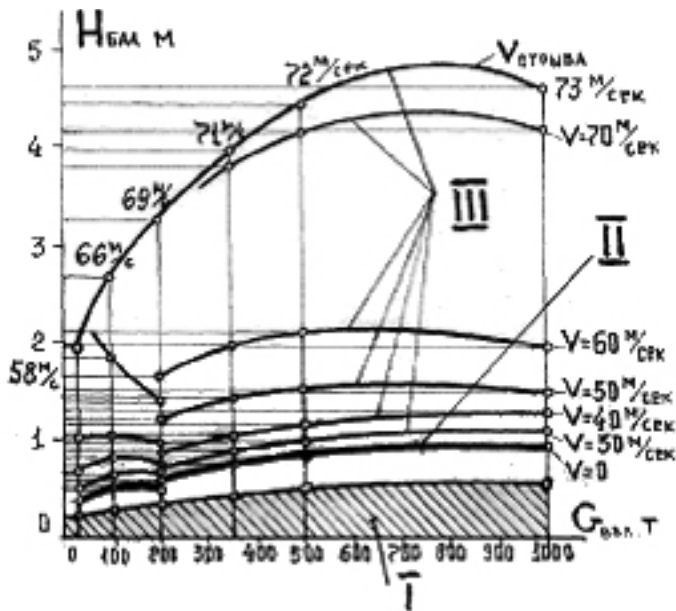


График 14.25

Зависимость балансировочной высоты (высоты «отдува») от размерности самолёта $H_{bal} = f(G_{633})$

I — зона допустимых выступающих неровностей; II — потребная минимальная высота «отдува»; III — высота «отдува» по скоростям.

Комплексные конструкторские проработки и расчёты, проведенные для гипотетического семейства экранолётов, показали, что ограничение колебаний начальных углов тангажа значением $1,5^\circ$ (граф. 14.26, кривая $V=0$), а крена — диапазоном углов от 2° до 5° (граф. 14.27, кривая $V=0$), (что должно обеспечиваться автоматической системой балансировки и стабилизации), позволяет получить величины минимальной потребной высоты «отдува», приведенные на графике 14.25, кривая II для $V=0$.

Эта высота, равная 0,4м для лёгких ТСБРТ, растёт по мере роста размерности и достигает для сверхтяжёлых ТСБРТ значения 0,87м. Вот для этих начальных высот и подбирается энерговооружённость поддувной силовой установки.

Имея зависимость расхода газа, подаваемого в камеру аэроходного устройства, от скорости движения и от высоты подъёма над опорной поверхностью (полученные газодинамическим расчётом аэроходного устройства

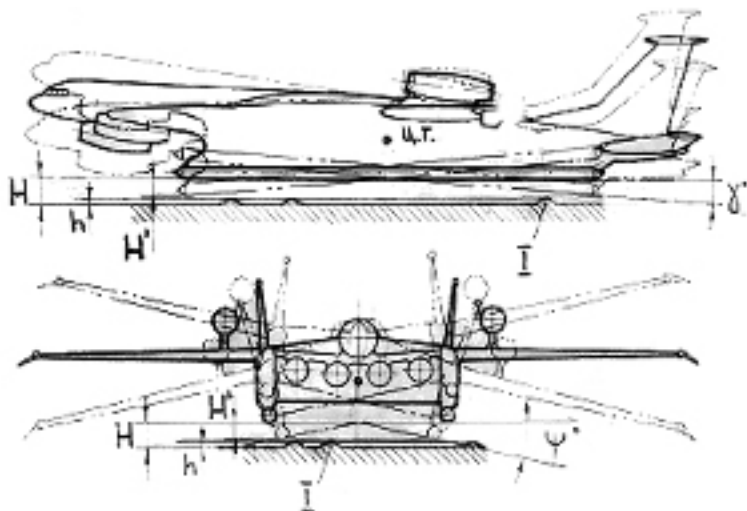


Рис. 14.17

Схема расположения ТСБРТ относительно поверхности взлётно-посадочной площадки при движении на воздушной подушке

I — выступающие неровности поверхности; h — высота выступающих неровностей; γ^0 — допустимый угол колебаний по тангажу; ψ^0 — допустимый угол колебаний по крену; H^1 — допустимая высота просадки; H — минимальная потребная высота «отдува»

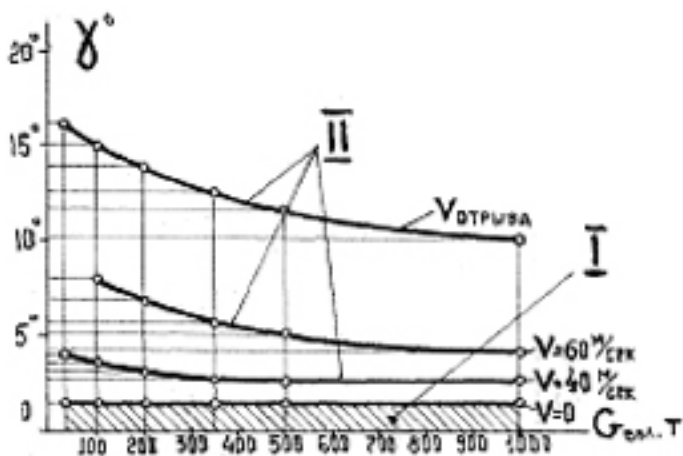


График 14.26

Зависимость допустимых углов колебаний по тангажу от размерности самолёта $\gamma^0 = f(G_{взл})$

I — зона допустимых углов при $V = 0$; II — допустимые углы по скорости

для различных весовых категорий ТСБРТ (см. граф. 14.28), и задаваясь потребной высотой при нулевой скорости, определяем, с одной стороны, потребное количество газов для образования подушки, а с другой — величины высоты «отдува» при различных скоростях движения.

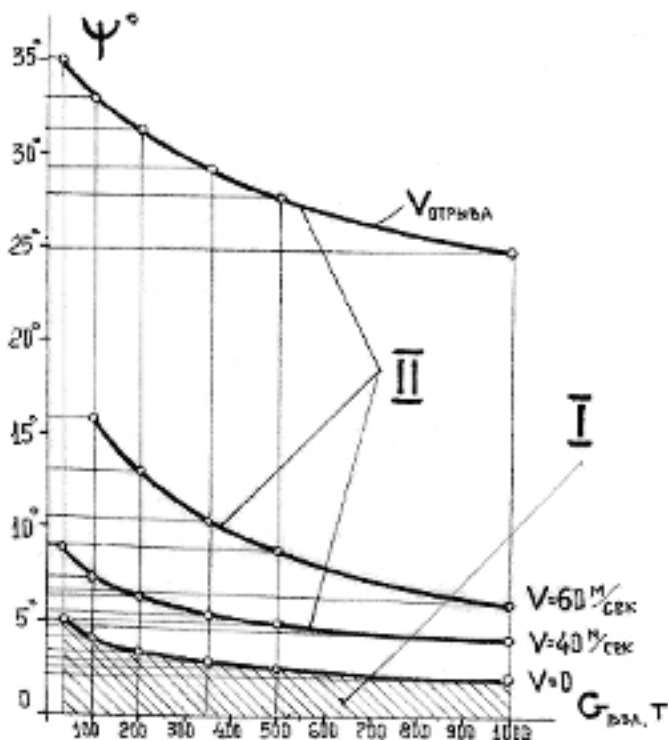


График 14.27

Зависимость допустимых углов колебаний по крену от размерности самолёта $\Psi^0 = f(G_{взл})$

I — зона допустимых углов при $V = 0$; II — допустимые углы по скорости

По полученным результатам определяем суммарный расход газов через поддувные двигатели, соответствующую ему суммарную взлётную тягу этих двигателей и, как следствие, общую тяговооружённость поддувной силовой установки (график 14.29, кривая III).

Анализируя график 14.25, видим, что с ростом скорости движения растёт и высота «отдува». Происходит это за счёт разгрузки самолёта от растущей подъёмной силы крыла и нарастающего экранного эффекта, а также за счёт уменьшения эффективной щели истечения газов из камеры аэроходного устройства, благодаря развороту скоростных потоков суммарного вектора скоростного истечения.

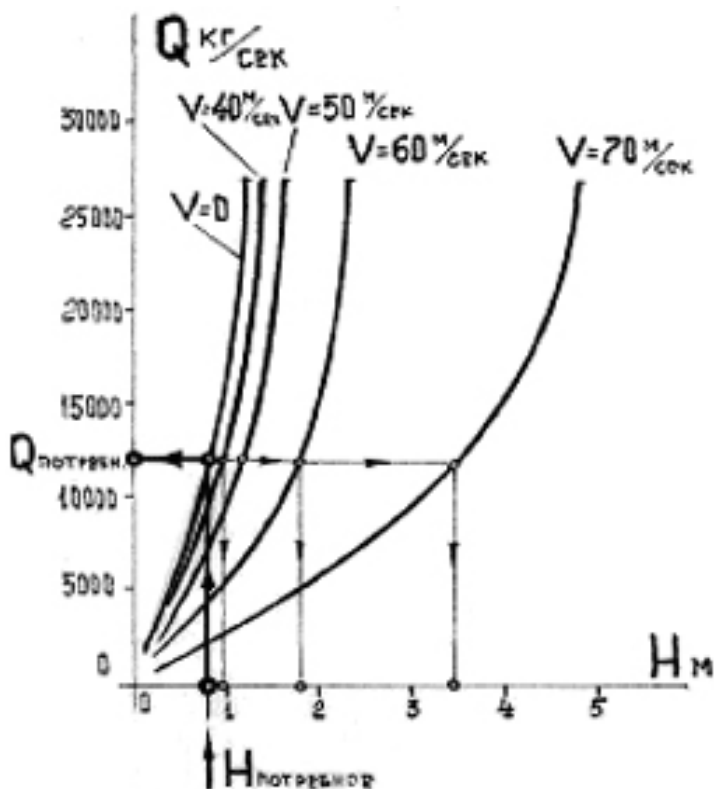


График 14.28

Зависимость потребных расходов воздуха для образования подушки от балансировочной высоты и скорости движения

Вместе с ростом высоты «отдува» происходит и рост допустимых углов колебаний корпуса самолёта по тангажу и крену (графики 14.26 и 14.27). Чем выше самолёт поднимается по мере разгона над опорной поверхностью и её неровностями, тем больше допустимые просадки концов баллонных опор при изменении углов, тем безопаснее и свободнее маневрирование при движении на подушке.

Если с ростом размерности ТСБРТ абсолютная начальная (при $V=0$) высота «отдува» растёт, то эта же высота по отношению к размерам и к весу самолёта (относительная высота) довольно интенсивно падает (графики 14.30 и 14.31).

Чем больше и тяжелее ТСБРТ, тем на относительно меньшую высоту он должен отдуваться для выхода на устойчивую и эффективную газодинамическую подушку, и тем меньше относительные энергетические затраты для этого нужны. И наоборот, чем меньше размерность ТСБРТ, тем меньше

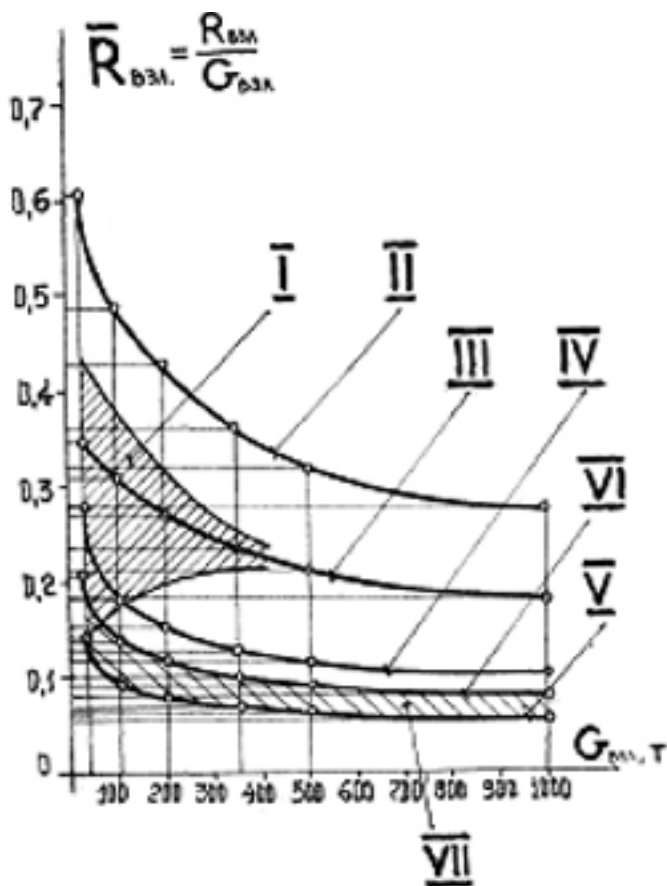


График 14.29

Зависимость тяговооружённости ТСБРТ от его размерности

$$\ddot{R}_{взл.} = f(G_{взл.})$$

I — зона статистических значений; II — полная тяговооружённость; III — тяговооружённость поддувной силовой установки; IV — тяговооружённость разгонно-тормозной силовой установки; V — относительная тормозная сила при 50% реверсе; VI — относительная тормозная сила при 75% реверсе; VII — диапазон возможной реверсной силы

его линейные размеры, тем большая непропорциональность возникает по отношению к «стандартной кочке», тем на большую относительную высоту ему нужно подниматься над этой «кочкой», тем труднее ему это делать и тем больше для этого требуется энергии.

Поддувная тяговооружённость экранолётов, показанная на кривой III графика 14.29, составляя величину 0,34 для лёгких ТСБРТ, плавно уменьшается до

значения 0,2 для сверхтяжёлых самолётов, на всём своём протяжении находясь на уровне общей тяговооружённости транспортных самолётов обычных схем.

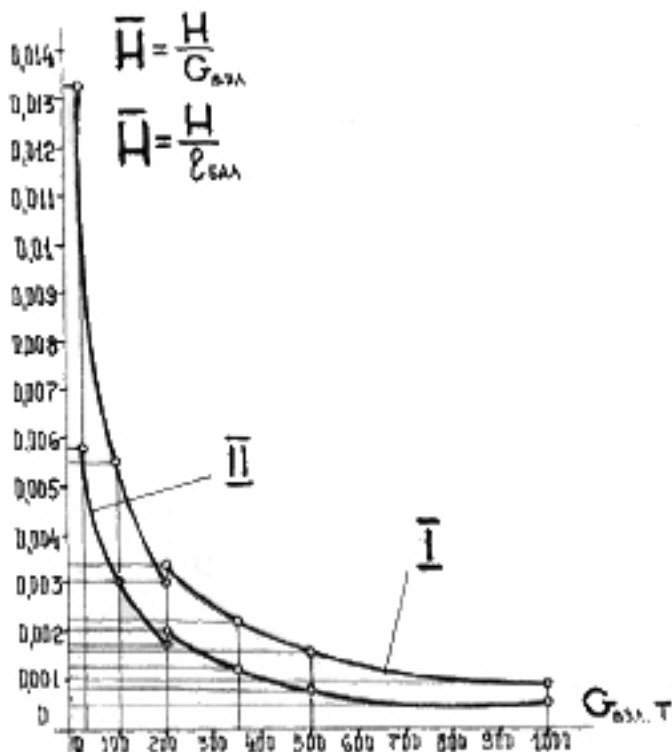


График 14.30

Зависимость относительной балансировочной высоты от размерности самолёта $\bar{H} = f(G_{взл.})$

I — балансировочная высота относительно взлётной массы; II — балансировочная высота относительно длины баллонно-лыжной опоры

В отличие от транспортных самолётов обычных схем потребная энергооружённость разгонно-тормозной силовой установки ТСБРТ определяется не из условий создания разгонной тяги на взлёте и необходимого запаса крейсерской тяги с учётом возможного отказа, а из условий обеспечения сбалансированности посадочных характеристик ТСБРТ с его взлётными характеристиками.

Отсутствие жёсткого контакта с поверхностью при движении на воздушной подушке (отсутствие трения колёс) и остаточная разгонная тяга поддувной силовой установки существенно упрощает разгон самолёта при

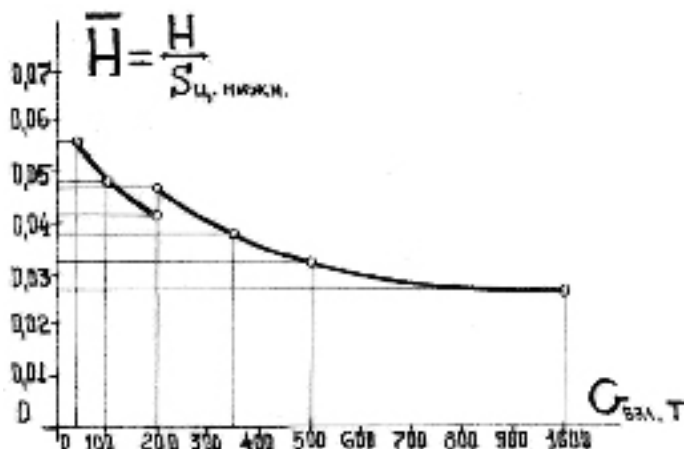


График 14.31

Зависимость балансировочной высоты относительно площади нижней поверхности центроплана от размерности самолёта

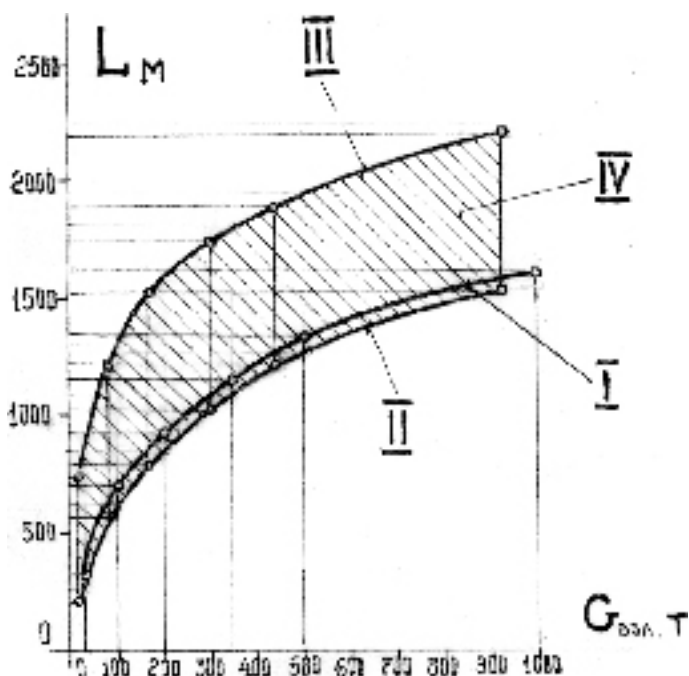


График 14.32

Зависимость длин разбега и пробега ТСБРТ от его размерности

I — длина разбега; II — длина пробега при 75% реверсе; III — длина пробега при 50% реверсе; IV — зона возможных длин пробега в зависимости от степени реверсирования разгонно-тормозной силовой установки

разбега и, наоборот, чрезвычайно усложняет гашение скорости при пробеге. Из-за этого при выборе размеров взлётно-посадочной площадки для ТСБРТ критическим является обеспечение посадки. Если на обычном самолёте торможение при пробеге осуществляется, в основном, тормозами колёс, а реверс двигателей играет вспомогательную роль, то на ТСБРТ основная нагрузка по созданию тормозной силы падает на разгонно-тормозную силовую установку. Её способность сделать длину пробега соизмеримой с длиной разбега зависит от суммарной тормозной силы, создаваемой реверсерами этих двигателей. Именно этим и определяется необходимая тяговооружённость разгонно-тормозной силовой установки.

Расчёты взлётно-посадочных характеристик показывают, что тяговооружённость разгонно-тормозной силовой установки, значения которой меняются от 0,28 для лёгких самолётов до 0,1 для сверхтяжёлых (график 14.29, кривая IV) при эффективности реверсирования взлётной тяги в пределах 50-75% (кривые V и VI этого графика) позволяет получить приемлемые соотношения между длинами разбега и пробега семейства ТСБРТ (график 14.32), близкие к подобным соотношениям у транспортных самолётов обычных схем.

Тяговооружённость поддувной силовой установки, обеспечивающая создание воздушной подушки, и тяговооружённость разгонно-тормозной силовой установки, выбранная из условий обеспечения эффективного торможения на пробеге, в сумме составляют общую тяговооружённость ТСБРТ (график 14.29, кривая II). Эта тяговооружённость на малых взлётных весах действительно существенно превышает тяговооружённость транспортных самолётов обычных схем. Однако, уменьшаясь по мере роста размерности, при взлётном весе 800-1000т достигает значения 0,28, т.е. выходит на уровень современной статистики.

Заданная тяговооружённость каждой из силовых установок может реализоваться различным количеством двигателей в зависимости от их размерности. Именно правильное сочетание между количеством и размерностью двигателей является основой эффективности силовых установок ТСБРТ.

Оптимальным подбором такого соотношения достигается:

- образование непрерывной и равномерной по фронту поддувной струи на входе в аэроходное устройство;
- сохранение эффективности воздушной подушки при отказе одного из поддувных двигателей и достаточности крейсерской тяги при отказе одного из разгонно-тормозных двигателей;

- наиболее оптимальное расположение обеих силовых установок с точки зрения компактности, внешней крейсерской аэродинамики и интерференции с другими агрегатами самолёта.

Количество и размерность двигателей зависят от размерности ТСБРТ. С ростом взлётного веса растёт и тот, и другой параметр двигателей, и использоваться они могут в разных комбинациях и с разными соотношениями. Причём, если рост размерности ограничен максимальной возможной мощностью современных турбовентиляторных двигателей, то их количество определяется только величиной потребной тяговооружённости конкретного самолёта. После того, как размерность двигателя достигает своего предельного значения, наращивание тяговооружённости при росте взлётного веса происходит уже только за счёт увеличения числа двигателей.

В таблице 14.1 приведены в качестве примера некоторые из возможных комбинаций количества и размерности двигателей для различных взлётных весов гипотетических ТСБРТ.

Таблица 14.1

$G_{\text{взл}}$	$\ddot{R}_{\text{пд}}$	$R_{\text{пд}}, \text{т}$	$n_{\text{пд}}$	$R_{\text{пд}}, \text{т}$	$\ddot{R}_{\text{рtd}}$	$R_{\text{рtd}}, \text{т}$	$n_{\text{рtd}}, \text{т}$	$R_{\text{ирtd}}, \text{т}$
30т	0,345	10,35	2	5,17	0,28	8,4	1	8,4
			3	3,45			2	4,2
			4	2,59			-	-
100т	0,31	31	2	15,05	0,18	18	2	9
			3	10,3			3	6
			4	7,75			-	-
200т	0,27	54	3	18	0,15	30	2	15
			4	13,5			3	10
			5	10,8			4	7,5
350т	0,235	82,25	4	20,56	0,125	43,75	2	21,87
			5	16,45			3	14,58
			6	13,7			4	10,9
500т	0,21	105	5	21	0,115	57,5	2	75
			6	17,5			3	19,17
			7	15			4	14,37
			8	13,1			-	-
1000т	0,18	180	6	30	0,1	100	4	25
			7	25,7			5	20
			8	22,5			6	16,7
			9	20			-	-
			10	18			-	-

Как поддувные, так и разгонно-тормозные двигатели устанавливаются в гондолах. В отличие от большинства современных транспортных самолётов, гондолы турбовентиляторных двигателей ТСБРТ будут иметь большие габариты, более сложную компоновку и конструкцию, что связано с существенным различием в требованиях к силовым установкам и со способом подвески двигателей.

На современных транспортных самолётах маршевые ТВЛД капотируются раздельно по контурам (внутренний контур капотируется полностью, а наружный — только по вентилятору). Так же раздельно по контурам производится и их реверсирование.

На ТСБРТ, на которых к обеим силовым установкам предъявляется дополнительное требование участия в стабилизации и управлении самолётом путём управления полным вектором прямой тяги, каждый двигатель необходимо будет заключать в гондолу, внутри которой на обеих силовых установках нужно будет формировать:

- воздухозаборник с каналом вентиляторного контура;
- участок общего выхлопного канала, в котором газы обоих контуров сливаются в единый поток;
- устройство управляемого поворота на выходе из гондолы всей массы газов, проходящих через двигатель, а на разгонно-тормозной силовой установке дополнительно должно будет устанавливаться перед устройством поворота общее для обоих контуров реверсное устройство (Рис. 14.27 и 14.28).

В зависимости от компоновки силовых установок гондолы двигателей могут быть трёх типов:

- одинарными, когда один двигатель размещается в одной автономной гондоле;
- спаренными, когда два двигателя заключены в одну общую гондолу;
- групповыми, когда в общую гондолу помещается 3 и более двигателей.

При этом в спаренных и групповых гондолах общими элементами конструкции могут быть только силовой каркас и внешняя обвязка гондолы, а такие элементы, как внутренний контур воздухозаборника, канал вентиляторного контура, реверсные устройства, устройства поворота струй, крышки внешних и внутренних каналов должны существовать в этих гондолах для каждого двигателя отдельно. Состав элементов, размеры, форма, компоновка и силовая схема гондол определяются условиями их размещения и крепления на самолёте.

Расположение поддувных двигателей перед центропланом должно отвечать следующим требованиям:

- расстояние каждого из двигателей от передней кромки центроплана должно быть таким, чтобы вся его расширяющаяся струя попадала под центроплан, перекрывая при этом по высоте всё входное сечение аэроходного устройства. Это расстояние зависит от диаметра выхлопного сопла гондолы и то вертикальных размеров входного сечения. В общем случае оно близко к 5-и диаметрам сопла от обреза сопла до передней кромки центроплана;
- для получения высокой эффективности воздушной подушки и обеспечения её устойчивости по тангажу, а также для обеспечения необходимого диапазона управления подушкой, ось выхлопных струй каждого поддувного двигателя, как показали результаты предварительных стендовых испытаний, должна пересекаться с поверхностью экрана на расстоянии 0,15-0,25 средней хорды центроплана. Это условие выполняется путём комбинации угла установки гондол в вертикальной плоскости и начального угла на устройствах поворота выхлопных струй;
- расположение гондол вдоль размаха центроплана, группировка их в пакеты, расстояние между гондолами и углы установки в горизонтальной плоскости должны обеспечивать полное перекрытие выхлопными струями входного сечения аэроходного устройства по всему его фронту и равномерное поле скоростей в этом сечении;
- для ТСБРТ с «грузовым фюзеляжем» и для ТСБРТ с поперечным расположением грузовых кабин в центроплане расположение гондол по высоте ограничивается размером от земли до нижней кромки воздухозаборника, обеспечивающим защиту входов двигателей от попадания в них посторонних предметов при движении на подушке. Для ТСБРТ с продольным расположением грузовых кабин в центроплане минимальная высота от нижней точки гондол до земли в стояночном положении с полным взлётным весом самолёта должна быть равна высоте грузовой кабины, находящейся в створе этих двигателей, что обеспечивает свободное прохождение габаритных грузов и техники под гондолами при загрузке и выгрузке самолёта через передние грузовые люки центроплана.

При размещении на самолёте разгонно-тормозных двигателей должны выполняться следующие условия:

- желательно, чтобы эти двигатели располагались в хвостовой части самолёта на возможно большем расстоянии от центра тяжести с целью

уравновешивания поддувных двигателей, а также повышения эффективности управления поворотом выхлопных струй;

- входы в воздухозаборники гондол должны быть:
 - экранированы корпусом самолёта от попадания в них выхлопных газов поддувных двигателей, вытекающих из аэроходного устройства;
 - защищены от попадания в них сорванного скошенного потока за центропланом и консолями крыла.
- должно обеспечиваться свободное, незатенённое истечение выхлопных газов разгонно-тормозных двигателей из поворотных сопел и выходных реверсных решёток.

С учётом выполнения этих требований, в зависимости от размерности и компоновочных схем ТСБРТ, от размерности и количества устанавливаемых двигателей возможны различные варианты размещения и крепления гондол каждой из силовых установок.

Гондолы поддувной силовой установки, как одинарные, так и спаренные, могут размещаться:

- непосредственно на нижней поверхности носовой части фюзеляжа с двух его сторон и крепиться к нему при помощи индивидуальных наклонных пилонов (рис. 14.18);
- под нижней поверхностью носовой части фюзеляжа на двух групповых консольных пилонах (рис. 14.19);
- на нижней поверхности центрального переднего стабилизатора (рис. 14.20 и 14.22) или на верхней его поверхности (рис. 14.21), вписанные в него по своим верхним или нижним контурам и соединённые с ним по общим силовым элементам;
- под нижней поверхностью центрального переднего стабилизатора с подвеской на вертикальных пилонах (рис. 14.24).

Групповые гондолы могут размещаться как на верхней, так и на нижней поверхности центрального переднего стабилизатора. Образую с ним фактически единый агрегат, они выполняют функцию поддувной силовой установки и одновременно участвуют в балансировке самолёта (рис. 14.25 и 14.26).

Гондолы разгонно-тормозных силовых установок, как одинарных, так и спаренных, могут размещаться:

- непосредственно на верхней поверхности хвостовой части фюзеляжа по его оси при V-образном оперении (рис. 14.18);
- на боковых пилонах в хвостовой части фюзеляжа (рис. 14.19);
- непосредственно на верхней поверхности хвостовой части фюзеляжа с двух сторон киля у его основания (рис. 14.20);

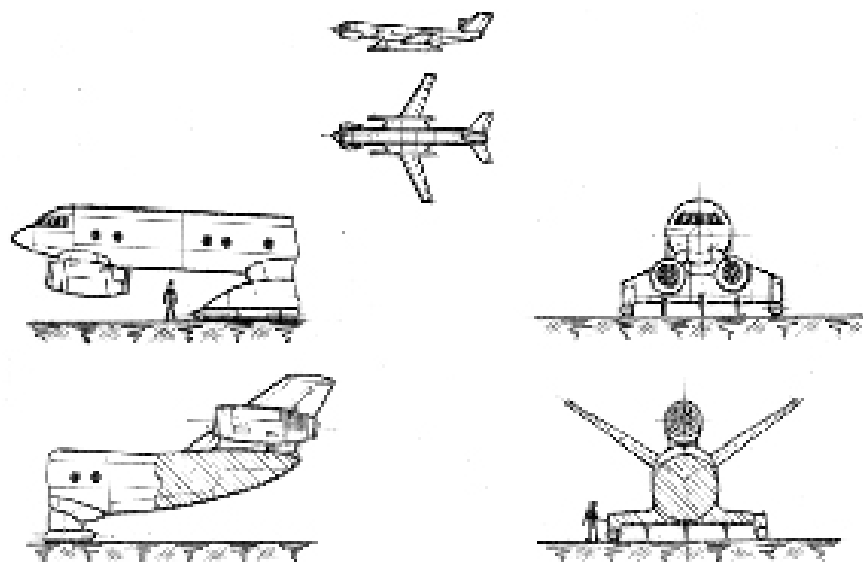


Рис. 14.18

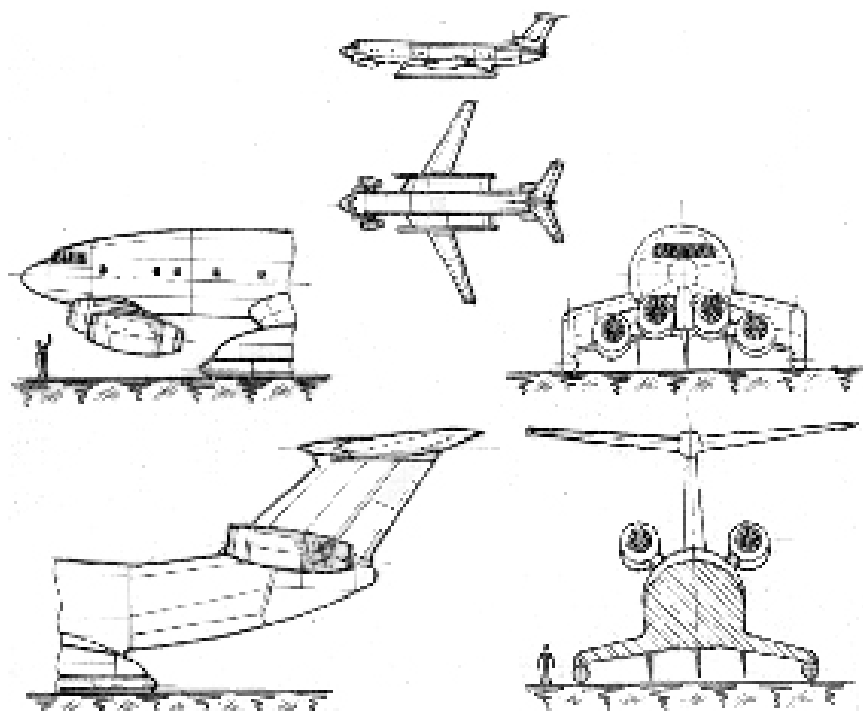


Рис. 14.19

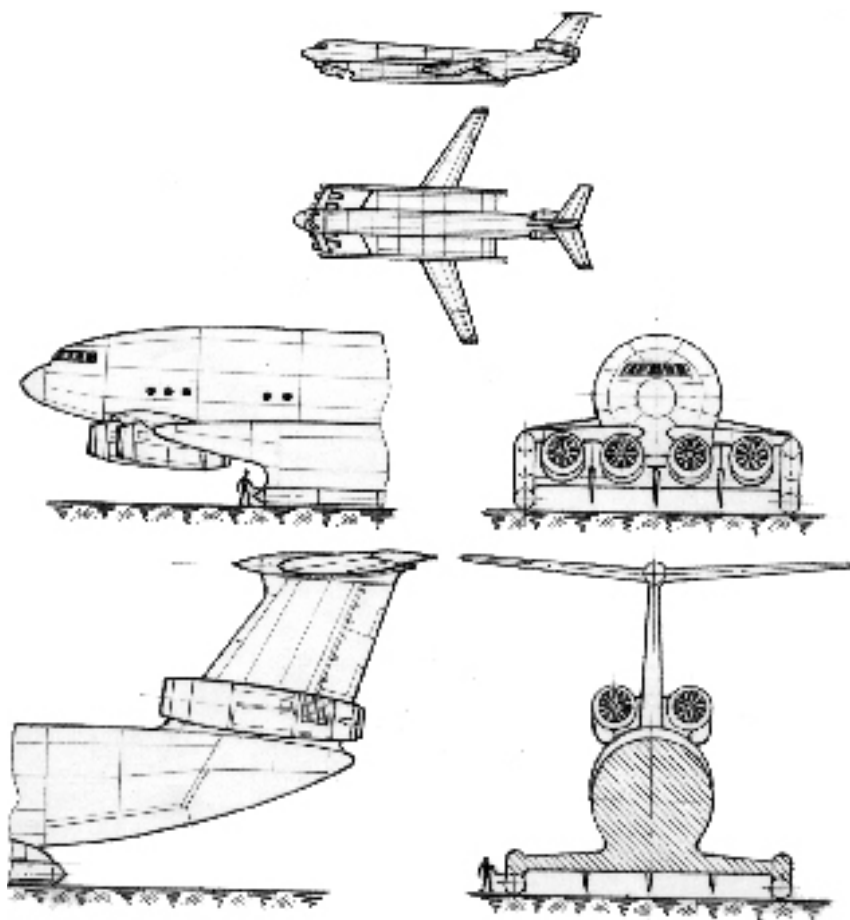


Рис. 14.20

- на вертикальных пилонах в корневой зоне верхней поверхности отъёмных консолей крыла (рис. 14.21);
- непосредственно на верхней поверхности хвостовой части бортов отсеков у основания килей (рис. 14.22);
- на вертикальных пилонах в хвостовой части верхней поверхности центроплана (рис. 14.23 и 14.24).

В состав гондол разгонно-тормозной силовой установки, кроме этого, должны входить отсеки реверсного устройства, которые, в зависимости от места расположения гондол, могут иметь различную конструкцию реверсных заслонок, а также различное количество и расположение реверсных решёток, обеспечивающее свободный, незатенённый выход реверсированных газовых потоков (рис. 14.28).

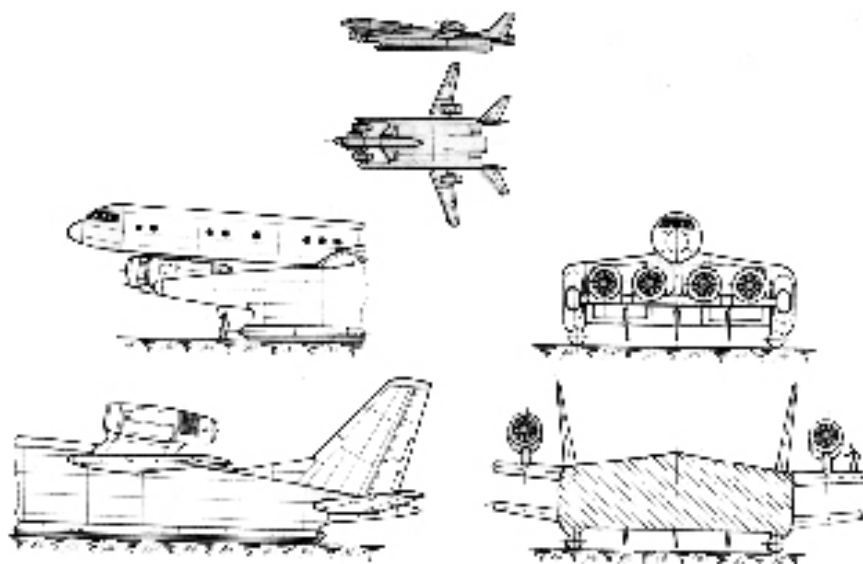


Рис. 14.21

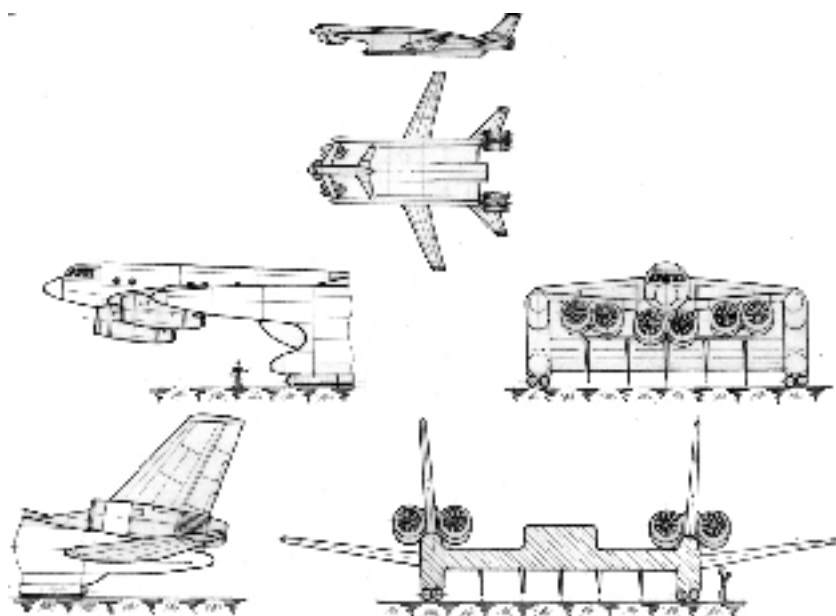


Рис. 14.22

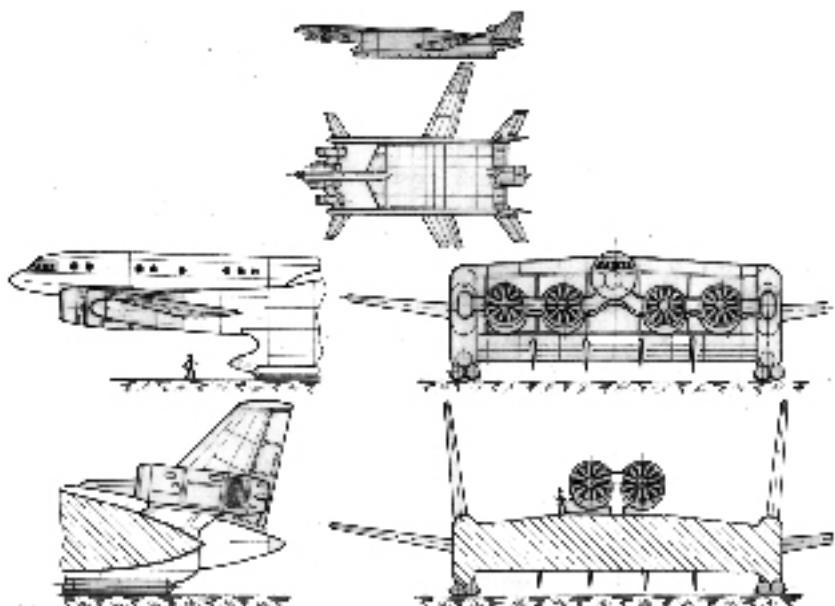


Рис. 14.23

Для некоторых вариантов одинарных гондол разгонно-тормозных двигателей возможно применение двух разнесенных поворотных сопел, обеспечивающих как полный реверс тяги, так и отклонение её вектора в вертикальной плоскости (рис. 14.29).

При размещении гондол разгонно-тормозных двигателей непосредственно на фюзеляже с двух сторон киля или на бортотсеках под килём, из условия обеспечения нормального снабжения двигателей воздухом на любом режиме полёта воздухозаборники гондол необходимо располагать впереди киля, а из условий обеспечения выхода выхлопных газов в свободное пространство за фюзеляжем или за бортотсеками поворотное выхлопное устройство нужно размещать за или на уровне задней кромки фюзеляжа или бортотсека. Это приводит к необходимости увеличения размеров гондол за счёт установки между воздухозаборником и центральным силовым отсеком отсека с удлинительным воздушным каналом (рис. 14.30).

Налёгких и средних ТСБРТ, у которых по условиям обеспечения необходимой высоты движения на подушке большая взлётная тяговооружённость и крейсерская тяга разгонно-тормозной силовой установки может оказаться излишней, может возникнуть необходимость в выключении разгонно-тормозных двигателей в крейсерском полёте (Сточки зрения максимальной дальности полёта это может оказаться выгоднее, чем глубокое дросселирование

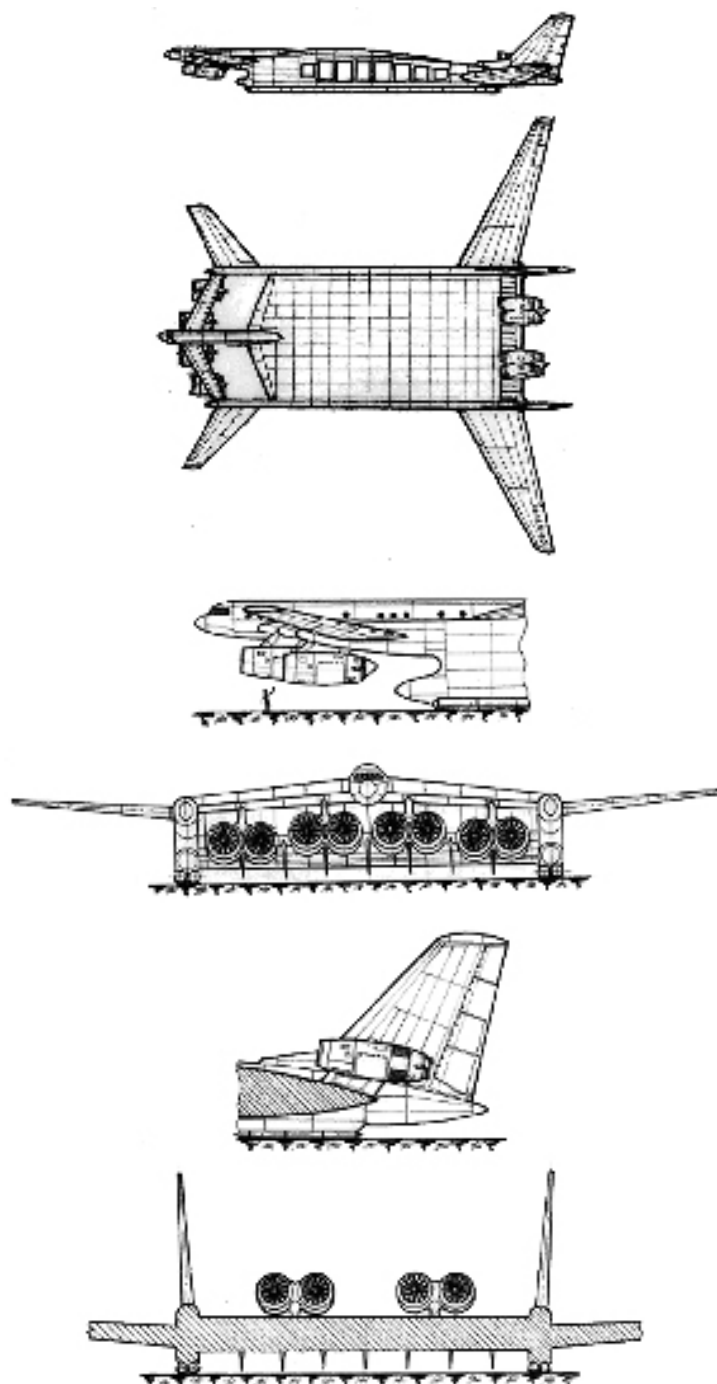


Рис. 14.24

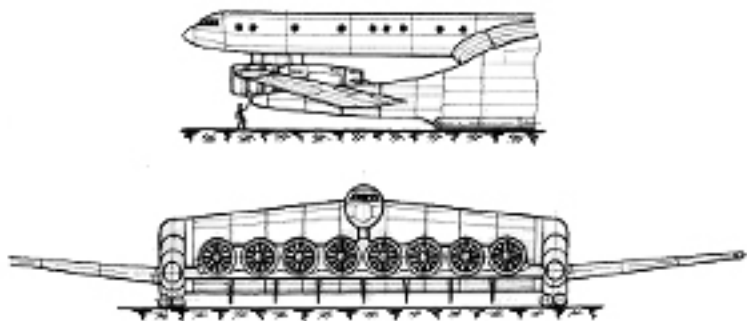


Рис. 14.25

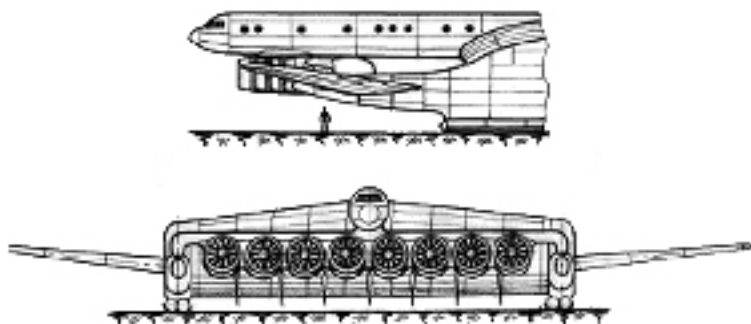


Рис. 14.26

всех двигателей обеих силовых установок). Тогда, с целью перекрытия потока через неработающие двигатели и улучшения внешнего обтекания, на гондолах разгонно-тормозной установки могут устанавливаться носовые и хвостовые обтекатели. Их конструкция должна быть такой, чтобы, открываясь на взлёте и на посадке, они не нарушали нормальных условий работы воздухозаборников и поворотных выхлопных сопел. Одним из возможных вариантов таких обтекателей является двухстворчатая конструкция. Створки носового обтекателя должны открываться вверх и вниз, а хвостового — в стороны (рис. 14.30).

8

Анализ возможных весовых характеристик, проведенный Робертом Людвиговичем для ряда гипотетических ТСБРТ, показывает ещё одну интересную особенность экранолётов.

На графиках 14.33 и 14.34, на которых представлены зависимости относительного веса конструкции ТСБРТ и его полной весовой отдачи от раз-

556



I — турбовентиляторный двигатель; II — отсек воздухозаборника; III — центральный силовой отсек с внутренним и внешним контуром; IV — устройство разворота выхлопных струй с поворотным соплом; V — створки капота внутреннего контура; VI — створки капота внешнего контура; VII — нижняя съёмная крышка силового отсека; VIII — поворотная решётка; IX — гидропривод поворотного сопла; X — гидропривод поворотной решётки; XI — подвижная лопатка поворотной решётки; XII — центральная стойка поворотной решётки; XIII — приводные звенья лопаток; XIV — пилон гондолы

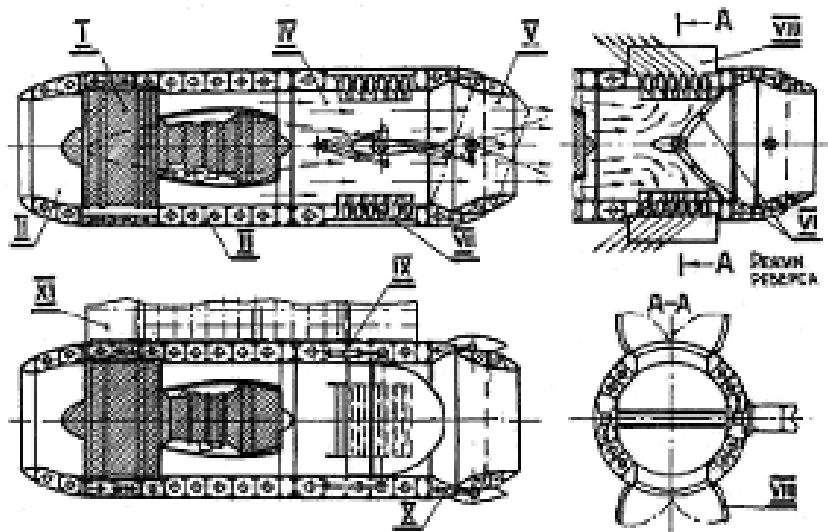


Рис. 14.28

Типовая компоновочная схема одинарной гондолы разгонно-тормозного двигателя

- I — турбовентиляторный двигатель; II — отсек воздухозаборника;
 III — центральный силовой отсек; IV — отсек реверсного устройства;
 V — поворотное выхлопное сопло; VI — реверсные заслонки;
 VII — реверсные решётки; VIII — реверсные створки; IX — гидропривод реверсных заслонок; X — гидропривод поворотного выхлопного сопла;
 XI — пилон гондолы

В диапазоне взлётных весов от 30т до 200-250т весовая отдача ТСБРТ, создаваемых по схеме с «грузовым фюзеляжем» (граф. 14.34), значительно ниже, чем у современных транспортных самолётов обычного типа.

Это объясняется:

- во-первых, значительно большей, чем у обычных самолётов такой же размерности, тяговооружённостью этих ТСБРТ и, следовательно, значительно большим весом их силовых установок (граф. 14.33, кривая II);
- во-вторых, перетяжелённостью планера (граф. 14.33, кривая III) за счёт большого и тяжёлого центроплана, который при наличии полноразмерного грузового фюзеляжа не выполняет никаких других функциональных задач, кроме работы в аэроходном устройстве, и с точки зрения обеспечения транспортных возможностей является «лишней» добавкой к конструкции, «бесполезным» грузом;
- в-третьих, непропорционально большим относительным весом набора стандартного и специального оборудования (граф. 14.33, кривая I).

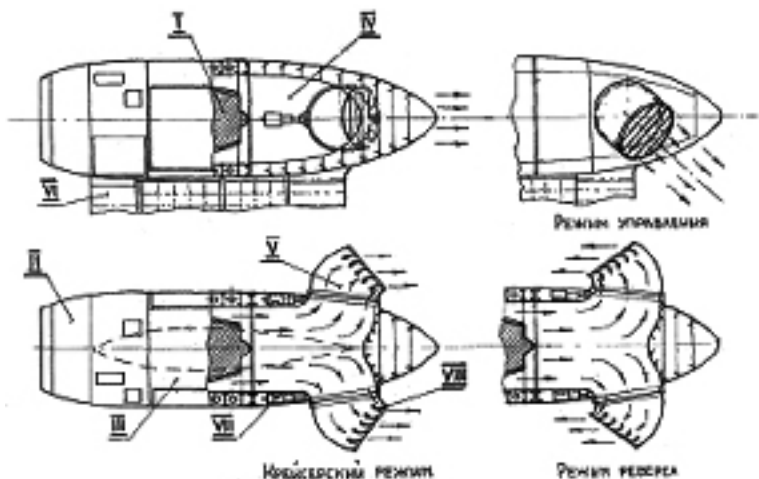


Рис. 14.29

Компоновочная схема одного из возможных альтернативных вариантов одной гондолы разгонно-тормозного двигателя с двумя разнесенными универсальными поворотными соплами

I — турбовентиляторный двигатель; II — отсек воздухозаборника; III — центральный силовой отсек; IV — отсек поворотных выхлопных сопел; V — поворотные выхлопные сопла; VI — пилон гондолы; VII — гидроприводы поворотных выхлопных сопел; VIII — направляющая решётка выхлопных сопел

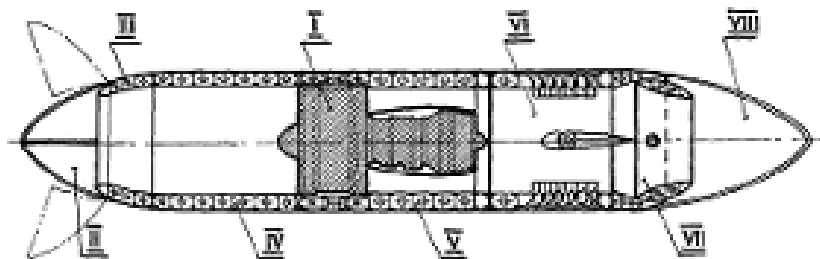


Рис. 14.30

Схема гондолы разгонно-тормозного двигателя с удлинителем входного канала и концевыми обтекателями

I — турбовентиляторный двигатель; II — створки носового обтекателя; III — отсек воздухозаборника; IV — отсек удлинительного воздушного канала; V — центральный силовой отсек; VI — отсек реверсного устройства; VII — поворотное выхлопное сопло; VIII — створки хвостового обтекателя

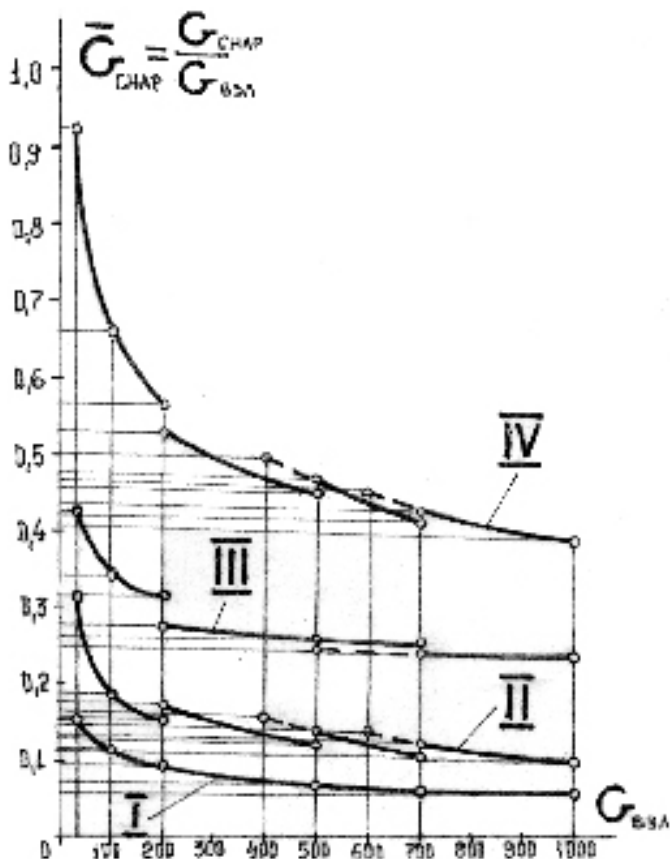


График 14.33

Зависимость относительного веса конструкции ТСБРТ от его размерности

I — относительный вес оборудования и систем; II — относительный вес силовых установок; III — относительный вес планера; IV — относительный вес снаряжения самолёта

И, несмотря на то, что за счёт интенсивного уменьшения тяговооружённости и уменьшения относительных размеров основных агрегатов планера, весовая отдача в этом диапазоне размерностей резко возрастает, она всё равно остаётся ниже, чем на обычных самолётах.

При взлётном весе 200т, в связи с переходом от схемы с «грузовым фюзеляжем» к схеме с «грузовым центропланом», происходит скачкообразное увеличение весовой отдачи. Этот скачок связан с резким уменьшением размеров и веса фюзеляжа, что уменьшает вес планера, несмотря на некоторый одновременный рост габаритов и веса крыла, оперения и бортов отсеков (граф. 14.33, кривая III).

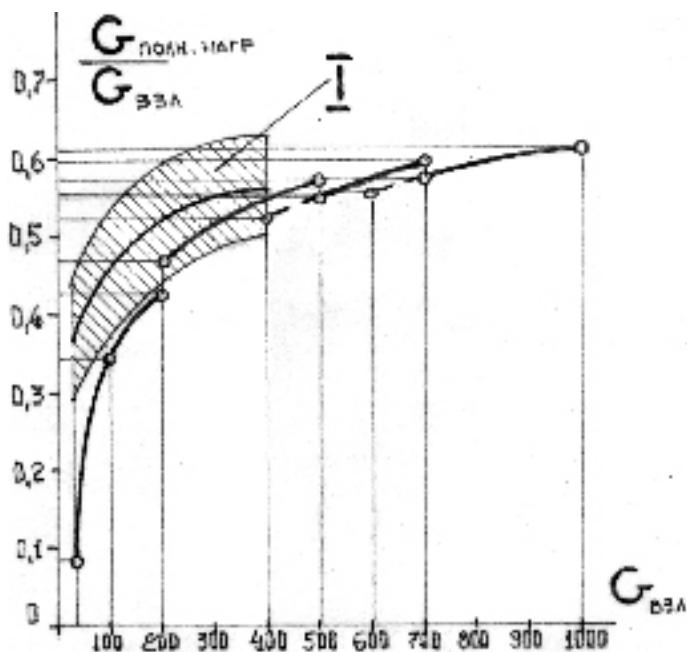


График 14.34

Зависимость весовой отдачи по топливу и грузу от размерности ТСБРТ

I — статистические значения

При дальнейшем увеличении размерности весовая отдача, сохраняя общую тенденцию к постоянному увеличению, продолжает изменяться скачкообразно. В диапазоне взлётных весов 400-500т и 600-700т происходят перепады с некоторым частичным снижением её значения. Это связано с изменением на этих взлётных весах количества двигателей в обеих силовых установках (граф. 14.33, кривая II), что утяжеляет эти установки, и с переходом на поперечное расположение грузовых кабин в центроплане, что за счёт большого количества боковых грузовых люков утяжеляет бортовые отсеки.

Увеличиваясь с ростом размерности, весовая отдача ТСБРТ сначала при взлётном весе 500т сравнивается со среднестатистическим значением (0,55), а потом, при взлётном весе 1000т достигает значения 0,62, что даже превышает наибольшую величину весовой отдачи, достигнутую на самых современных транспортных самолётах. Это означает, что потери весовой отдачи ТСБРТ и, как следствие, его транспортной эффективности, связанные с применением аэроходного устройства, с ростом размерности уменьшаются и постепенно сводятся к вполне приемлемому минимуму. И если лёгкие и

средние ТСБРТ (до 250т взлётным весом) не способны конкурировать по дальности и грузоподъёмности с обычными самолётами такой же весовой категории и могут рассматриваться только как самолёты специального назначения, то тяжёлые, и особенно, сверхтяжёлые ТСБРТ смело могут составить серьёзную конкуренцию самым современным транспортным самолётам. Сравниваясь с ними по энерговооружённости, по весовой отдаче, по дальности и грузоподъёмности, и даже превосходя их по некоторым из этих параметров, тяжёлые и сверхтяжёлые ТСБРТ за счёт своих уникальных взлётно-посадочных качеств, за счёт своей абсолютной проходимости и способности к безаэродромной эксплуатации получают по сравнению с ними очень большие преимущества. Такие ТСБРТ способны занять своё собственное место среди мировых перевозчиков и могут вполне претендовать на роль наиболее эффективного транспортного средства будущего.

Конструктивные особенности ТСБРТ и принципиально новый способ движения по поверхности требуют разработки специальной методики пилотирования этих летательных аппаратов. Особенности такой методики можно проследить по примерным типовым циклограммам взлёта и посадки ТСБРТ приведенным в приложении №6.

9

Параллельно с рассмотрением сухопутных транспортных СБРТ, чему последнее время Роберт Людвигович уделял особое внимание, им рассматривались и морские варианты экранолётов.

Однако, в связи с тем, что применение таких экранолётов, по его мнению, будет ограничено узкой областью морских средств специального назначения и решением только таких оперативных задач, которые в своё время решались самолётами Бе-6, Бе-10 и Бе-12, подробному анализу подвергались только самые лёгкие (от 30 до 80т. взлётным весом) амфибийные и гидроэкранолёты.

Эксплуатация с воды придаёт этим экранолётам ряд особенностей, которыми они отличаются от своих сухопутных собратьев.

Прежде всего, это наличие водоизмещающих объёмов, удерживающих гидроэкранолёты на плаву. Для лёгких морских экранолётов такими могут быть водоизмещающие фюзеляжи — лодки.

На амфибийном экранолёте, один из возможных вариантов которого показан на рис.14.31, применена схема с одним центральным водоизмещающим фюзеляжем-лодкой и бортовыми ограждениями центроплана, обра-

зующими камеру «аэроходного устройства» и снабжёнными сухопутными баллонно-лыжными опорами.

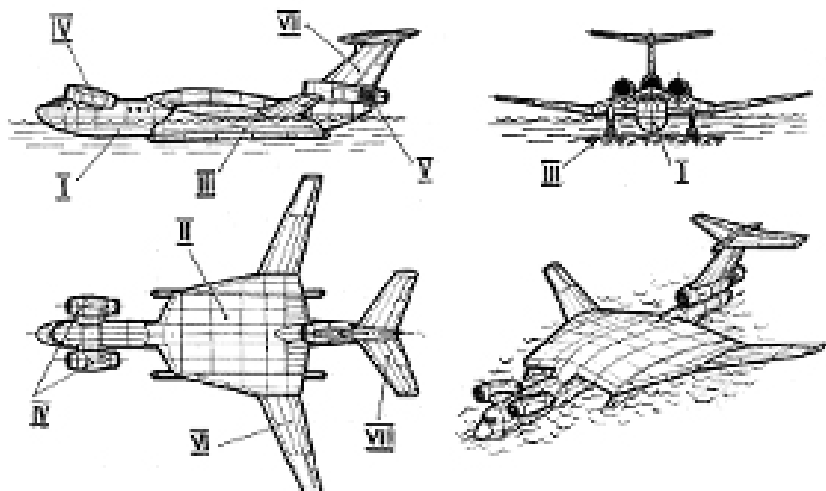


Рис. 14.31

Лёгкий экранолёт-амфибия взлётным весом 30-40т

I — водоизмещающий фюзеляж-лодка; II — центроплан составного крыла; III — боковые шайбы (скеги) с баллонно-лыжными опорами; IV — поддувные двигатели; V — разгонно-тормозные двигатели; VI — консоли составного крыла; VII — киль Т-образного хвостового оперения; VIII — стабилизатор Т-образного хвостового оперения

А вот гидроэкранолёт, показанный на рис. 14.32, скомпонован по катамаранной схеме, в которой разнесенные по концевым сечениям центроплана две зауженные лодки фюзеляжного типа выполняют функции и водоизмещающих ёмкостей, и ограждений камеры «аэроходного устройства».

Вторым отличием от сухопутных экранолётов является высокое расположение и большие углы установки поддувных двигателей, обеспечивающие защиту их входов от забрызгивания при сильном волнении. Такое положение двигателей, а также низкое расположение центроплана к поверхности воды в положении на плаву создают несколько другие условия для входа выхлопных струй поддувных двигателей в «аэроходное устройство», чем на сухопутных экранолётах. А для амфибийных экранолётов эти условия ещё усложняются из-за большой разницы в начальной высоте и в размерах входа в камеру «аэроходного устройства» при положении на плаву и при стоянке на твёрдой поверхности.

Это требует, чтобы на морских экранолётах были отработаны свои, отличные от сухопутных экранолётов, средства и способы регулирования раствором и направлением выхлопных струй поддувных двигателей на начальном этапе создания газовой подушки в «аэроходном устройстве».

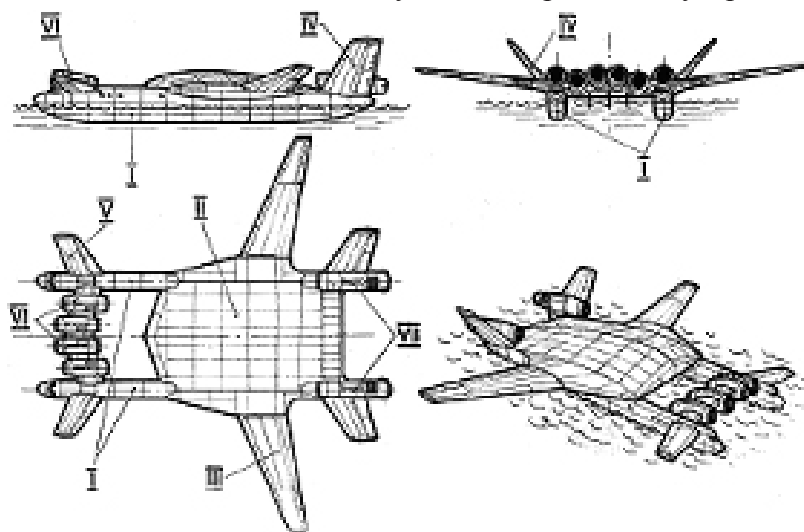


Рис. 14.32

Средний гидроэкранолёт-катамаран взлётным весом 50-80т

I — водоизмещающие катамаранные фюзеляжи-лодки; II — центроплан составного крыла; III — консоли составного крыла; IV — хвостовое V-образное оперение; V — консоли носового стабилизатора; VI — поддувные двигатели; VII — разгонно-тормозные двигатели

Наличие водоизмещающих фюзеляжей-лодок и высокое положение поддувных двигателей за счёт увеличенного общего миделя и за счёт дополнительной поверхности фюзеляжей существенно увеличивает вредное сопротивление морских экранолётов по сравнению с сухопутными. И, несмотря на то, что фюзеляжи-лодки на экранолётах не имеют ни реданов, ни острых скул, ни других, портящих обтекание надстроек и искажений контура, как это бывает на обычных гидросамолётах (движение самолёта по воде при рулении происходит при малой скорости, а выход из воды — при нулевой скорости), и их форма вполне удобообтекаема, морские экранолёты при прочих равных условиях будут иметь меньшее аэродинамическое качество, чем аналогичные сухопутные.

И ещё есть одно важное отличие морских экранолётов от сухопутных — это меньшая энергия, потребная на поддув, а, следовательно, меньшая потребная энерговооружённость поддувной силовой установки.

Дело в том, что при работе «аэроходного устройства» на воде скоростные горячие выхлопные струи поддувных двигателей, направленные под центроплан, будут срывать с поверхности воды и уносить с собой водяные брызги и образующийся при этом пар. Камера «аэроходного устройства» будет наполняться более плотной, чем сами выхлопные газы, паро-брызго-газовой смесью, а возникающая при этом подушка будет быстрее и энергичнее отдувать самолёт от воды и более устойчиво держать его на балансировочной высоте. Таким образом, «аэроходное устройство» над водой должно работать эффективнее, чем над твёрдым экраном, а для получения равной эффективности потребна будет меньшая интенсивность поддува. т.е. меньшее количество энергии.

Эта особенность позволяет лёгким морским экранолётам за счёт своей меньшей энерговооружённости компенсировать своё более низкое аэродинамическое качество и этим практически сравняться по экономичности с сухопутными экранолётами такой же размерности.

Есть у гидроэкранолётов некоторые отличия от сухопутных и в способе пилотирования при взлёте с воды и посадке на воду.

При выруливании на стартовую позицию гидроэкранолёт движется по воде без подушки на плаву со скоростью до 35-40 км/час на тяге разгонно-тормозной установки. Поддувные двигатели при этом работают на малом газу.

Если образование подушки для подъёма из воды на стартовой позиции будет происходить при неподвижном положении экранолёта, как это делается на сухопутном экранолёте при взлёте с земли, то в течение первых же 10-15 секунд после перевода поддувных двигателей на взлётный режим, а разгонно-тормозных — на режим реверса, экранолёт будет весь окутан малоподвижным облаком из выхлопных газов, пара и водяных брызг, поднятым с воды выхлопными струями этих двигателей. При нахождении экранолёта в таком облаке экипаж теряет видимость, а двигатели рискуют захлебнуться этой плотной паро-газо-брызговой смесью и войти в режим помпажа.

Во избежание этого гидроэкранолёт выход из воды и подъём на балансировочную высоту должен выполнять, в отличие от своего сухопутного собрата, не в неподвижном положении, а при одновременном движении по воде со скоростью руления (не более 40 км/час). Такая скорость, регулируемая степенью реверсирования разгонно-тормозных двигателей, позволит экранолёту в процессе движения опережать брызговое облако и «убегать» от него.

После выхода на нужную высоту над водой разгонно-тормозные двигатели переводятся на прямую тягу и поднимают свой режим до взлётного. Экранолёт переходит на разгон.

При посадке всё происходит в обратном порядке, т.е. в контакт с водой экранолёт входит не при нулевой скорости, а в процессе торможения на подушке на скорости, близкой к скорости руления. После касания воды поддув выключается, и остановка экранолёта происходит уже на плаву.

В процессе работы над экранолётом стало ясно, что компоновочная схема, основанная на применении составного крыла, «аэроходного устройства» и ряда специфических конструкторских решений, обеспечивающая новые уникальные качества этих летательных аппаратов, в то же время обладает рядом принципиальных негативных особенностей, которые могут существенно ухудшать некоторые характеристики СБРТ по сравнению с самолётами обычных схем.

Как это часто бывает в технике, одни и те же компоновочные и конструктивные решения могут, улучшая одни свойства и даже придавая создаваемому аппарату совсем новые качества, одновременно ухудшать другие его свойства.

Так, например, применительно к нашим экранолётам, использование составного крыла с большим по площади центропланом малого удлинения и сравнительно низкой нагрузкой на крыло

- вместе с бортоотсеками формирует камеру «аэроходного устройства» и обеспечивает создание эффективной воздушной подушки;
- обеспечивает большие внутренние объёмы в центроплане, что позволяет размещать в нём по несколько грузовых помещений и получать очень высокую грузовместимость;
- уменьшает по сравнению с обычными самолётами вес силовых конструктивных элементов каркаса из-за:
 - уменьшения весовых (инерционных) нагрузок на корпус за счёт равномерного распределения масс оборудования и грузов по всему корпусу;
 - уменьшения напряжения в элементах конструкции за счёт больших строительных высот,но в то же время:
- ухудшает крейсерское аэродинамическое качество самолёта за счёт:
 - увеличенного индуктивного сопротивления центроплана малого удлинения;

— увеличенного вредного сопротивления трения большой поверхности центроплана;

- увеличивает вес конструкции за счёт больших размеров центроплана из-за малой нагрузки на крыло.

Отсутствие колёсного шасси и применение баллонно-лыжных опор:

- обеспечивает малое (не более $0,5 \text{ кг/см}^2$) давление на грунт и практически неограниченную проходимость;
- резко уменьшает перегрузки при приземлении или при скользящих ударах о землю за счёт эластичности баллонов, чем облегчает конструкцию планера;
- сокращает длину разбега из-за отсутствия трения колёс;
- уменьшает вес конструкции планера за счёт отсутствия колёсного шасси и его систем и замены их более лёгкими неубираемыми баллонно-лыжными опорами, но в то же время:
- увеличивает длину пробега из-за отсутствия трения колёс о землю;
- увеличивает вредное аэродинамическое сопротивление корпуса за счёт неубираемых баллонно-лыжных опор, чем уменьшает крейсерское качество.

Применение поддувных двигателей:

- обеспечивает создание эффективной воздушной подушки.

Но в то же время:

- утяжеляет конструкцию планера за счёт увеличенной тяговооружённости (лишнего веса поддувных двигателей, их установки и систем) и увеличивает вес снаряженного самолёта за счёт топлива для этих двигателей;
- разрушающе воздействует на грунт под самолётом (способствует эрозии поверхности);
- создаёт разгонную силу на пробеге, что мешает торможению и увеличивает длину пробега;
- уменьшает крейсерское качество за счёт вредного сопротивления гондол при неработающих поддувных двигателях.

Способность «аэроходного устройства» формировать эффективную газовую подушку:

- позволяет при взлёте, посадке и рулёжке двигаться над поверхностью без жёсткого контакта с ней и этим обеспечивает безаэродромность эксплуатации;

- из-за отсутствия трения о поверхность при разбеге существенно убыстряет разгон при взлёте и сокращает длину разбега по сравнению с обычными самолётами.

Но в то же время:

- из-за отсутствия того же трения о поверхность при пробеге значительно усложняет торможение и увеличивает длину пробега по сравнению с обычными самолётами;
- требует сложных и тяжёлых средств стабилизации на подушке, а также специальных средств борьбы с боковым сносом.

При формировании технического облика экранолётов нужно учитывать все эти противоречащие друг другу особенности, нужно находить такие конструктивные и компоновочные решения, которые максимально увеличивали бы положительные качества схемы и сводили бы к минимуму влияние всех отрицательных её качеств.

Анализ конструктивных и компоновочных особенностей экранолётов различных весовых категорий позволяет проследить за изменением технических, эксплуатационных и экономических характеристик этих летательных аппаратов по мере роста их размерности, а также оценить возможность и пределы роста их взлётного веса по сравнению с транспортными самолётами обычных схем.

С точки зрения удешевления грузовых перевозок, повышения производительности и транспортной эффективности грузовой авиации создание транспортных самолётов большой размерности чрезвычайно выгодно. При этом, чем больше взлётный вес самолёта, тем такой самолёт эффективнее. В настоящее время вполне серьёзно обсуждается вопрос о необходимости создания транспортных самолётов взлётным весом 800, 1000 и более тонн.

Однако, для транспортных самолётов обычной фюзеляжной схемы стоечно-колёсным шасси уже сейчас виден предел максимального взлётного веса. Он находится где-то в районе 500-600 тонн. Это ограничение размерности объясняется возникновением ряда трудноразрешимых технических проблем, связанных:

- с конструкцией шасси и обеспечения нужного уровня проходимости;
- с обеспечением соответствующих взлётному весу объёмов грузовой кабины и рационального размещения в ней перевозимых грузов и техники;
- с обеспечением приемлемых условий загрузки и выгрузки самолёта.

Уже на современных транспортных самолётах взлётным весом всего в 350-370 тонн проблема шасси стала одной из основных конструктивных

проблем. Даже четырёхстоечные опоры с четырёхколёсными тележками и колёсами большого диаметра на таких самолётах, как С-5А и В-747, не позволяют им эксплуатироваться с грунтовых аэродромов.

Задача улучшения проходимости, а также создание шасси для самолётов ещё большей размерности можно в каких-то пределах взлётных весов решить дальнейшим увеличением количества стоек, т.е. переходом к многостоечному шасси. Как показывает зарубежная и отечественная практика, это — единственный реальный путь. Другие пути, такие, как увеличение мощности и габаритов стоек, увеличение диаметра и количества колёс, неприемлемы для транспортных самолётов как по условиям ограниченности объёмов для уборки такого шасси, так и по недопустимости ухудшения условий загрузки и выгрузки самолёта из-за увеличивающейся при этом высоте шасси.

Однако путь многостоечного шасси также ограничен. Например, на самом крупном в настоящее время транспортном самолёте Ан-124 со взлётным весом 410 тонн, применены уже десятистоечные основные опоры и двухстоечные передние, и, тем не менее, получить возможность широкой эксплуатации с грунтовых аэродромов не удалось. Дальнейшее увеличение количества стоек основных опор до 12 и выше, что, вероятно, потребуется при переходе к самолёту со взлётным весом в 500-600 тонн, вызовет большие осложнения с размещением такого количества стоек вблизи центра тяжести, с включением всех стоек в работу при посадке самолёта, с распределением нагрузок на каждую стойку и целый ряд других конструктивных, а также эксплуатационных трудностей. При дальнейшем же увеличении размерности самолёта потребное количество стоек основных и передних опор переходит всякие разумные пределы и делает задачу создания таких самолётов на базе колёсно-стоечного шасси практически неразрешимой.

Для обеспечения эффективности и высокой производительности грузовых перевозок на транспортных самолётах кроме основных требований по грузоподъёмности и дальности должны выполняться ещё два обязательных требования:

- Полезный объём грузовых кабин самолёта должен находиться в определённом соотношении с его максимальным взлётным весом. Для лучших образцов современных транспортных самолётов это соотношение лежит в пределах $3,3-2,7 \text{ м}^3/\text{т}$. При таком соотношении грузоместимость кабин позволяет осуществлять массовую перевозку всей основной номенклатуры грузов плотностью не менее $90-100 \text{ кг/м}^3$ с использованием максимальной грузоподъёмности самолёта;

- Пол грузовой кабины должен быть на таком расстоянии от земли, чтобы обеспечивалась быстрая и удобная загрузка и выгрузка тяжёлых грузов и техники без применения каких-либо аэродромных средств.

Выполнение одновременно этих двух требований возможно только до определённой размерности самолёта. По всей видимости, как показывает пример самолёта Ан-124, предел этой размерности будет лежать где-то между 400т и 500т взлётного веса, а предельные размеры среднего диаметра фюзеляжа не должны будут превышать 7,5-8м. При таком диаметре фюзеляж достигает максимального предельного полезного объёма, который ещё может быть рационально использован при единой грузовой кабине, обеспечиваются оптимальные габариты этой кабины, удовлетворяющие всем потребностям по размещению максимально возможного груза, а расположение грузового пола относительно земли ещё позволяет производить автономную загрузку и выгрузку грузов и техники.

При дальнейшем росте размерности выполнение одновременно двух этих требований становится невозможным, т.к. они начинают противоречить друг другу.

Существенное увеличение полезного внутреннего объёма фюзеляжа за счёт дальнейшего роста его диаметра может быть получено только путём применения многопалубной конструкции, при которой на самолётах очень большого взлётного веса грузовые кабины должны будут располагаться внутри огромных фюзеляжей в несколько этажей друг над другом. Погрузка и выгрузка тяжёлых грузов и техники на верхние палубы, расположенные на очень большой высоте, обычным способом с земли станет невыполнимой. Для обеспечения погрузочно-разгрузочных работ на таких самолётах потребуются стационарные наземные многоярусные грузовые эстакады, а эксплуатация таких самолётов станет возможной только с единичных крупных, специально оборудованных аэродромов, что резко снизит эффективность таких самолётов и сделает нерациональным их создание.

С другой стороны, стремление при росте размерности самолёта сохранить автономность, удобство и быстроту погрузочно-разгрузочных работ должно привести к необходимости применения однокабинного фюзеляжа с низкорасположенным грузовым полом. А так как рост диаметра фюзеляжа выше 7,5-8м при такой конструкции кабины не даёт существенного прироста полезного объёма (прирост объёма происходит в верхней части фюзеляжа, выше максимального габарита кабины, где использовать его в качестве грузового помещения невозможно), то на самолётах со взлётным весом от 500т и более средний диаметр фюзеляжа не должен изменяться

при увеличении размерности и должен оставаться близким к предельному. Такое положение означает, что с ростом размерности полный объём фюзеляжа практически не будет увеличиваться, соотношение между этим объёмом и максимальным взлётным весом будет падать, а следовательно, будет падать эффективность и целесообразность создания таких самолётов.

Таким образом, рост размерности транспортных самолётов обычной фюзеляжной схемы выше ~ 500 т будет ограничиваться либо потерей автономности и резким сокращением области применения таких самолётов, либо потерей их грузоподъёмности и падением эффективности грузоперевозок.

Совсем другая картина наблюдается на экранолётах.

В отличие от самолётов обычных схем, новый принцип движения по поверхности, отсутствие стоечно-колёсного шасси, применение чрезвычайно простых по конструкции и в эксплуатации баллонно-лыжных опор, использование в качестве грузовых помещений внутренних объёмов больших, низкорасположенных центропланов позволяет беспрепятственно увеличивать размерность транспортных экранолётов до любых разумных пределов.

С ростом размерности ТСБРТ за счёт роста габаритов центроплана увеличивается количество грузовых кабин, повышаются их габариты, появляется возможность поперечного их размещения и снабжения каждой кабины двумя грузовыми люками-трапами по обоим бортам, что позволяет:

- получить грузоместимость значительно большую, чем на фюзеляжных транспортных самолётах обычных схем;
- полностью использовать проектную грузоподъёмность при перевозке грузов любой плотности, что для самолётов обычных схем практически невозможно;
- повысить удобство и значительно сократить время загрузки и выгрузки самолёта путём работы одновременно во всех кабинах через все грузовые люки, обеспечивая этим гораздо большую транспортную эффективность, чем даже у самых современных самолётов обычного типа.

С ростом размерности ТСБРТ за счёт уменьшения относительной высоты нижней поверхности центроплана от поверхности земли (самолёт становится всё более «приземистым») растёт эффективность воздушной подушки в «аэроходном устройстве», что может быть использовано:

- или для уменьшения потребной энерговооружённости поддувной силовой установки и снижения веса пустого самолёта (повышения весовой отдачи);

- или для увеличения высоты отдува от поверхности и повышения проходимости.

Кроме того, по мере роста размерности относительные линейные размеры, площадь миделя и омываемая поверхность таких агрегатов, как фюзеляж, бортовые отсеки, горизонтальное оперение, а также гондолы двигателей будут довольно интенсивно уменьшаться, приближая аэродинамическую схему самолёта к схеме летающего крыла. Фюзеляж будет всё больше вырождаться во вспомогательную надстройку. Габариты бортовых отсеков будут расти с ростом размерности гораздо медленнее, чем площадь крыла. Из-за возрастания самобалансировки центроплана путём аэродинамической закрутки его сечения потребная площадь горизонтального оперения будет падать. Из-за уменьшающейся энерговооружённости габариты гондол двигателей будут расти медленнее, чем площадь крыла. Всё это вместе взятое приводит к снижению вредного сопротивления и к росту аэродинамического качества.

Улучшение аэродинамики и возрастание весовой отдачи по мере роста размерности существенно и неуклонно повышает экономичность экранолётов, а при выходе их на сверхтяжёлые весовые категории, уже недоступные самолётам обычных схем, могут поднять её даже на более высокий уровень, чем у самых современных транспортных самолётов.

«Глобальную транспортную систему Бартини» упрощённо можно представить в виде схемы, изображённой на Рис. 15.1.

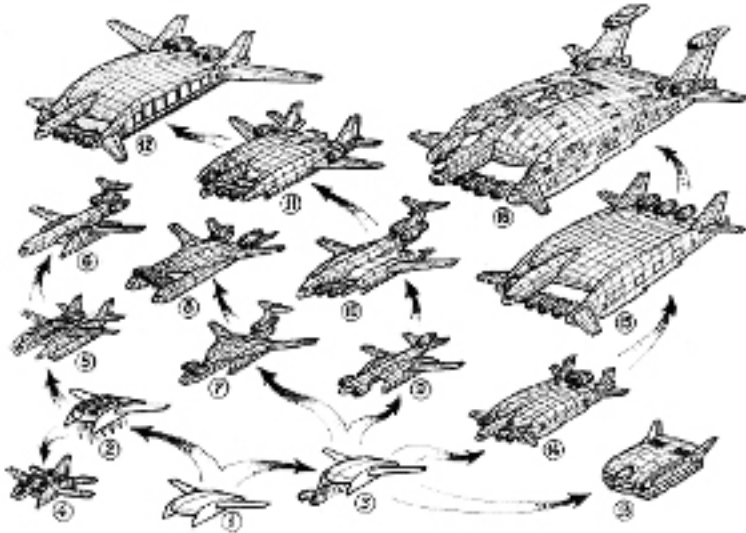


Рис. 15.1

Так Р.Л. Бартини представлял развитие транспортных средств, создаваемых на принципе бесконтактного движения

Основой всех транспортных агрегатов, входящих в эту систему, являются два типа «аэроходного устройства», создаваемых на базе центроплана составного крыла с боковыми ограждениями (Рис. 15.1, поз.1).

В первом из этих «аэроходных устройств» (поз. 2) применяются подъёмные двигатели, устанавливаемые в центроплане, а в качестве источника дополнительной подъёмной силы используется «подпорная» газовая подушка по центропланом, образуемая выхлопными струями этих двигателей.

Во втором (поз. 3) — применяются поддувные двигатели, устанавливаемые перед центропланом, а в качестве источника дополнительной подъёмной силы используется как «поддувная» газовая подушка под центропланом, образуемая выхлопными струями поддувных двигателей, так и динамическая «напорная» подушка от экранного эффекта.

Эти два типа «аэроходных устройств» являются источниками различных направлений развития системы. От первого берут начало самолёты вер-

тикального и точечного взлёта (поз. 4, 5, 6), от второго — экранолёты (поз. 7-12), экранопланы (поз. 14, 15, 16) и так называемые «экраноходы» и «экрановозы» (поз. 13) — ещё один вид транспортных аппаратов бесконтактного движения, которыми Роберт Людвигович начал заниматься в последнее время.

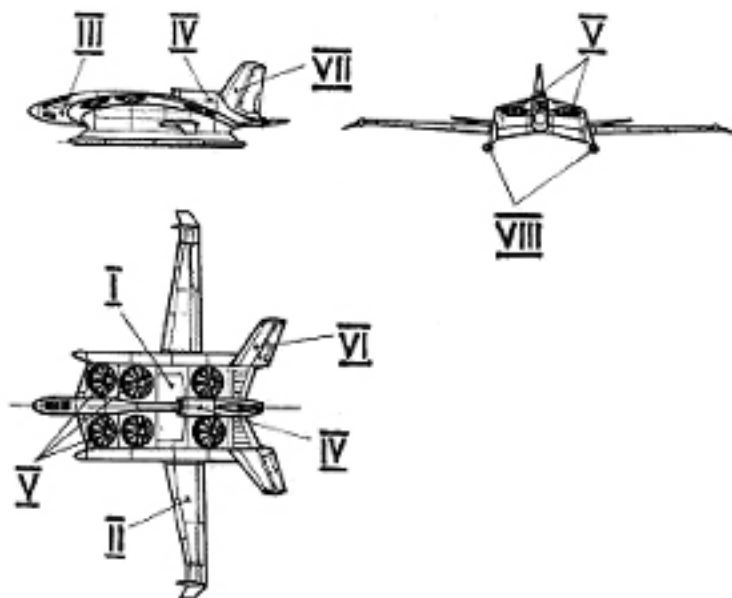


Рис. 15.2

Вертикальновзлетающий самолёт с турбовентиляторными агрегатами для сельхозработ в горной местности взлётным весом 7 т

I — центроплан с ёмкостями для химикатов; II — консоли составного крыла; III — фюзеляжная надстройка; IV — газогенератор турбовентиляторных агрегатов; V — турбовентиляторные агрегаты; VI — консоли стабилизатора; VII — киль VIII — баллонные опоры на бортовых ограждениях центроплана

В группу вертикально- и точечно-взлетающих самолётов входят:

- Малые (до 10 т взлётного веса) самолёты (Рис. 15.1, поз. 4, Рис. 15.2) с подъёмными турбовентиляторными агрегатами (СВВП-ТВА). Такие самолёты могут применяться для нужд сельского хозяйства, для почтовой связи, для поиска, спасения и других подобных задач в условиях горной или любой пересечённой местности, с успехом заменяя лёгкие вертолёты, значительно превосходя их как по скорости, так и по дальности полёта;
- Лёгкие (до 50-80 т взлётного веса) самолёты с вертикальным и точечным взлётом и посадкой, но с турбовентиляторными подъёмными двигателями. Они могут разделяться на:

— Амфибийные самолёты (АСВВП и АСТВП, их родоначальник — ВВА-14), которые должны использоваться и базироваться в прибрежной морской зоне с резкопересечённым береговым рельефом, а также в качестве палубных самолётов специального назначения. Их основная задача — патрулирование и охрана закрытых зон, связь с кораблями, разведка, противолодочная оборона акватории и т.п. (поз. 5);

— Сухопутные транспортные самолёты (ТСВВП и ТСТВП) для использования в армии в качестве фронтовых десантно-транспортных и боевых средств, а в гражданском воздушном флоте — в качестве транспорта, обслуживающего горные и предгорные районы (поз. 6).

И в военно-морском флоте, и в сухопутных войсках, и в хозяйственной сфере лёгкие СВВП, как амфибийные, так и сухопутные, в принципе, должны заменить собой современные вертолёты в большинстве областей их применения.

В группу экранолётов (самолётов бесконтактного разгона и торможения — СБРТ) входят семейство морских и семейство сухопутных экранолётов.

К морским относятся:

- -лёгкие (до 50т взлётного веса) амфибийные экранолёты (АБРТ, поз. 7);
- -лёгкие (до 80т взлётного веса) гидроэкранолёты (ГСБРТ, поз. 8).

И те, и другие предназначаются для выполнения функций береговой морской авиации. Они могут решать как специальные задачи по обслуживанию военно-морского флота, так и вполне мирные хозяйственные задачи на открытом побережье, в свободных прибрежных зонах и на акваториях, существенно превосходя в этом такие амфибийные самолёты, как Бе-12 и Бе-200.

Ряд сухопутных экранолётов (ССБРТ) начинается с лёгких (до 80т взлётного веса) экранолётов (поз. 9), которые могут использоваться для решения как специальных оперативных военных, так и хозяйственных задач в труднодоступной, неподготовленной для приёма обычных самолётов местности.

Далее идёт семейство чисто транспортных экранолётов (ТСБРТ) различной размерности:

- -средние (до 250т взлётного веса) экранолёты, создаваемые по схеме с «грузовым фюзеляжем» (поз. 10);
- -тяжёлые (до 500т) экранолёты, создаваемые по схеме с «грузовым центропланом» и продольным расположением грузовых кабин (поз. 11);
- -сверхтяжёлые (до 800-1000т) экранолёты, создаваемые по схеме с «грузовым центропланом» и поперечным расположением грузовых кабин (поз. 12).

Семейство этих могучих транспортных экранолётов, благодаря своей всепроходимости и безаэродромности, а также своим высоким транспортным возможностям, способно накрыть густой сетью воздушных пассажирских и грузовых коммуникаций большую часть суши нашей планеты, в том числе и самые отдалённые и пока ещё практически недоступные районы, и обеспечить их эффективное освоение.

А вот морские и океанские экранопланы были тем направлением единой транспортной системы, на базе которого Роберт Людвигович намечал создание глобальной сети скоростных водных коммуникаций для дальнейшего освоения океанских просторов.

Экранопланный флот должен, по его представлению, состоять из:

- семейства лёгких (до 250т) и средних (до 350-400т взлётного веса) экранопланов (поз. 14), которые, находясь в составе гражданского морского флота, могут широко использоваться для регулярных каботажных пассажирских и грузовых перевозок в пределах архипелагов, внутренних морей и прибрежных континентальных зон, для региональных туристических маршрутов и чартерных рейсов. А, будучи частью мобильных военно-морских сил, могут специализироваться на выполнении поисковых, спасательных, патрульных, разведывательных, мелких десантно-транспортных операций, могут использоваться в качестве плавучих командных пунктов и штабов, в качестве лёгких боевых ударных противокорабельных и противолодочных средств;
- семейства тяжёлых (до 1000-1500т взлётного веса) экранопланов (поз. 15), которые в составе гражданского морского флота могут взять на себя все скоростные трансконтинентальные пассажирские и грузовые перевозки. Компонентные особенности таких экранопланов позволяют создать целую плеяду разнообразных типовых и специализированных пассажирских и грузовых аппаратов с обеспечением различных уровней комфорта для пассажиров и специфических условий для широкой номенклатуры перевозимых грузов. В составе военно-морского флота такие экранопланы могут использоваться в качестве военно-транспортных и транспортно-десантных для скоростной переброски военной техники и личного состава войск и для оперативной высадки крупных морских десантов, могут применяться в качестве специализированных средств поиска и уничтожения подводных лодок в открытом океане, могут выполнять функции различных типов боевых крейсеров по борьбе с крупными соединениями кораблей противника, по защите конвоев, по постановке минных заграждений, применяться в качестве

ударных ракетноносцев и многих других функций современных классических крейсеров, при этом на порядок превосходя их по скорости, по маневренности и по собственной неуязвимости;

- семейства сверхтяжёлых (до 2500-3000т взлётного веса) экранопланов (поз. 16). В составе гражданского флота такие суперэкранопланы могут использоваться для сверхкомфортных кругосветных круизов, для плавающих VIP-отелей и домов отдыха, для передвижных исследовательских институтов и лабораторий по изучению мирового океана, полярных областей и т.п. А в разряде грузового транспорта — для скоростных перевозок специальных крупногабаритных грузов. В военной области они могут применяться в качестве стратегических экранопланов-ракетноносцев для ударов по береговым целям, а также в качестве экранопланов-авианосцев, несущих на себе самолёты различного назначения.

И, наконец, последним направлением единой транспортной системы были «экраноходы» и «экрановозы» (Рис. 15.1, поз. 13 и Рис. 15.3) — сухопутные транспортные аппараты абсолютной проходимости, способные двигаться на «поддувной» и «напорной» экранной газовой подушке с умеренной скоростью (до 130-150 км/час) над любой ровной поверхностью, в том числе, и над спокойной водой (над болотом, озером, рекой). Эти вездеходные наземные аппараты предназначались в качестве универсальных транспортных средств для использования на открытой равнинной местности слаборазвитых отдалённых районов, где нет ещё достаточного количества ни автомобильных, ни железных дорог.

2

Параллельно с разработкой технических основ новых летательных аппаратов, Роберт Людвигович постоянно думал над наиболее рациональной организацией работ по их созданию, искал простые пути решения комплекса исследовательских, экспериментальных, конструкторских, производственных и испытательных задач, сопровождающих эти работы.

К моменту начала предметной работы Роберта Людвиговича над экранолётами и экранопланами (1972-1973г.г.) «аэроходное устройство», являющееся основой всех аппаратов бесконтактного движения, было более или менее подробно исследовано на различных моделях только в варианте самолёта с подъёмными двигателями и «подпорной» газовой подушкой в процессе работы над ВВА-14.

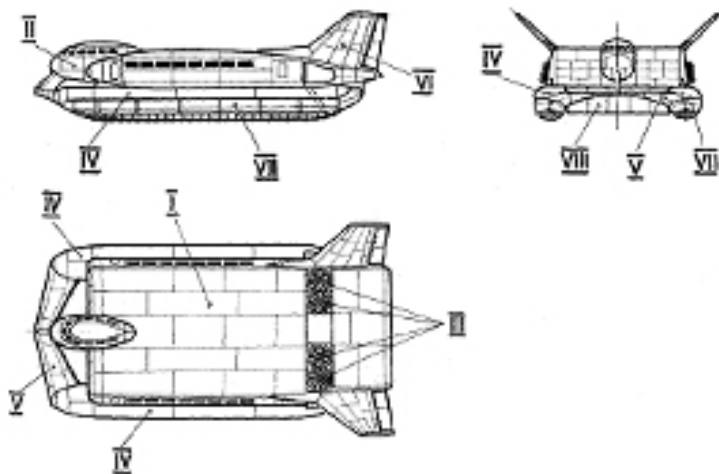


Рис. 15.3

«Экраноход» взлётным весом 50т с четырьмя турбовентиляторными двигателями

I — профилированный корпус с грузопассажирскими помещениями;
 II — кабина экипажа (командирская рубка); III — двигатели-газогенераторы;
 IV — газоподводящие каналы; V — переднее направляющее выхлопное сопло;
 VI — хвостовые стабилизаторы; VII — баллонные опоры; VIII — задний нижний щиток

Варианты же этого устройства с поддувными двигателями и «поддувной» подушкой, а также возможные схемы аппаратов с этим устройством были совершенно не изучены. О процессах, происходящих внутри «аэроходного устройства», о способах регулирования этих процессов, об энергетических затратах по созданию газодинамической подушки, о её эффективности были только теоретические и умозрительные представления да самые первые ориентировочные результаты прикидочных модельных экспериментов.

Поэтому разработке конкретных образцов экранолётов и экранопланов, основанных именно на таком «аэроходном устройстве», должен был предшествовать целый комплекс экспериментальных и опытных исследований. А весь путь создания боевых образцов этих аппаратов должен пройти через несколько обязательных этапов таких исследований.

Первый этап — параметрические исследования на разнообразных моделях по изучению природы газодинамической подушки, по выявлению основных закономерностей её образования и управления ею, по определе-

нию и подбору параметров конкретных аппаратов и их «аэроходных устройств», по формированию технического облика аппаратов.

Второй этап — проектирование по данным первого этапа, постройка и испытания пилотируемых моделей для отработки в натурных условиях всех газодинамических процессов в «аэроходном устройстве», для оптимизации потребной энерговооружённости силовых установок, для доводки приёмов и средств управления подушкой.

Третий этап — постройка и испытание экспериментальных аппаратов-аналогов, являющихся масштабной копией боевых образцов, на которых в натуре должны быть отработаны аэродинамические и компоновочные схемы боевых аппаратов, а также доведены все режимы движения на подушке.

И наконец, четвёртый этап — проектирование, постройка и испытание полноразмерных опытных образцов экранолётов, экранопланов и экраноходов, которые предназначаются для проверки и доводки технических характеристик, заложенных в проектах боевых образцов, для доводки до полной кондиции «аэроходного устройства», для подтверждения его работоспособности и эффективности в составе этих аппаратов и для демонстрации новых качеств по всепроходимости и всеаэродромности.

Задачей параметрических исследований является изучение физических процессов, происходящих в «аэроходном устройстве», их зависимость от компоновочных и энергетических особенностей конструкции, а результатом этих исследований должен быть подбор оптимальных параметров как «аэроходного устройства», так и всего аппарата.

В процессе параметрических испытаний должны быть выяснены такие вопросы, как:

- зависимость эффективности подушки и высоты подъёма над экраном от интенсивности поддува, от положения поддувных двигателей, от профилировки нижней поверхности центроплана, от формы и размеров бортоотсеков;
- характер и величина потери тяги поддувных двигателей при поддуве на разных скоростях движения;
- способность «аэроходного устройства» к автоматической устойчивости и к саморегулированию;
- потребность в управлении поддувной струёй двигателей;
- возможность и эффективность реверсирования подушки при помощи реверсного щитка и боковых жалюзи, а также возможность управления по курсу при помощи жалюзи;

- влияние реверсных струй «аэроходного устройства», разгонно-тормозных двигателей и струй из-под центроплана друг на друга и на заборники разгонно-тормозных двигателей.

При проведении параметрических испытаний должны быть определены:

- потребная энерговооружённость поддувных двигателей;
- максимальный коэффициент поддува;
- максимальная высота отдува.

Должны быть найдены и отработаны:

- эффективные способы балансировки и управления «аэроходного устройства» на подушке по тангажу, крену и курсу, а также способ борьбы со сносом,

Должны быть отработаны:

- поворотные устройства на выходе поддувных и разгонно-тормозных двигателей;
- средства балансировки и управления подушкой;
- эффективные способы и режимы торможения.

Должны быть получены путём подбора параметров и доводки геометрических форм аппаратов:

- максимальное крейсерское аэродинамическое качество;
- устойчивость и управляемость в полёте от $V_{отр}$ до V_{max} .

Для получения всех этих и многих других характеристик, зависимостей и параметров, являющихся исходными данными для проектирования пилотируемых моделей, для разработки проектов экспериментальных аппаратов-аналогов и опытных образцов, необходимо создание целого комплекса разнообразных специализированных моделей.

Это должны быть:

- модели летательных аппаратов с «аэроходным устройством» различных масштабов;
- такие же модели отдельно взятых «аэроходных устройств»;
- крупномасштабные модели отдельных агрегатов (механизации центроплана, поворотные и реверсные устройства двигателей и т.п.);
- Эти модели должны быть как с неприсоединённым, так и с присоединённым поддувом и реверсом от имитаторов двигателей.

Все эти модели должны разделяться на:

- модели для испытаний в различных аэродинамических трубах, в том числе, и в трубах с «бегущим» экраном,
- модели для испытаний на стационарном газодинамическом стенде;

- модели для испытаний на сухопутном самоходном газодинамическом стенде.

А для гидро- и амфибийных экранолётов и для экранопланов необходимы дополнительно:

- модели для испытаний в гидроканале;
- модели для испытаний на катере-буксировщике;
- модели для испытаний на морском самоходном газодинамическом стенде.

Для выполнения всего комплекса модельных исследований необходима была мощная научно-испытательная база.

Если для трубных аэродинамических испытаний можно было, при условии принятия общегосударственной программы и привлечения к работе любых нужных научных и опытно-конструкторских организаций страны, использовать разнообразные аэродинамические трубы ЦАГИ и СибНИА, а также трубы некоторых крупных самолётных ОКБ, дооборудовав их «бегущим» экраном и специальными установками подачи сжатого воздуха для поддува, а для испытаний гидромоделей — гидроканалы ЦАГИ и Ленинградского морского института, то для модельных газодинамических испытаний необходимо создание новых лабораторий со специальными сухопутными и морскими, стационарными и самоходными газодинамическими установками. Эти лаборатории должны находиться при научно-конструкторско-производственном центре, который должен быть создан как основное ведущее предприятие по исследованию и разработке этих новых видов транспорта.

А для наземных, мореходных и лётных испытаний пилотируемых моделей, экспериментальных аппаратов-аналогов, а потом и опытных образцов при этом центре должен быть создан специализированный научно-испытательный комплекс, подобный ЛИИ МАП, с несколькими сухопутными и морскими базами-филиалами в разных регионах страны.

Пилотируемые модели экранолёта, как второй этап исследования, должны представлять собой летательные аппараты, несущие на себе все необходимые типовые элементы конструкции экранолёта и дающие возможность испытывать и проверять работоспособность и эффективность этих элементов и всего аппарата в разных вариантах исполнения. При этом модели должны обеспечивать возможность воспроизведения реального диапазона нагрузок на крыло, энерговооружённости и скоростей полёта, характерных для будущих экранолётов разных весовых категорий.

Один из возможных гипотетических вариантов такой модели показан на рис. 15.4.

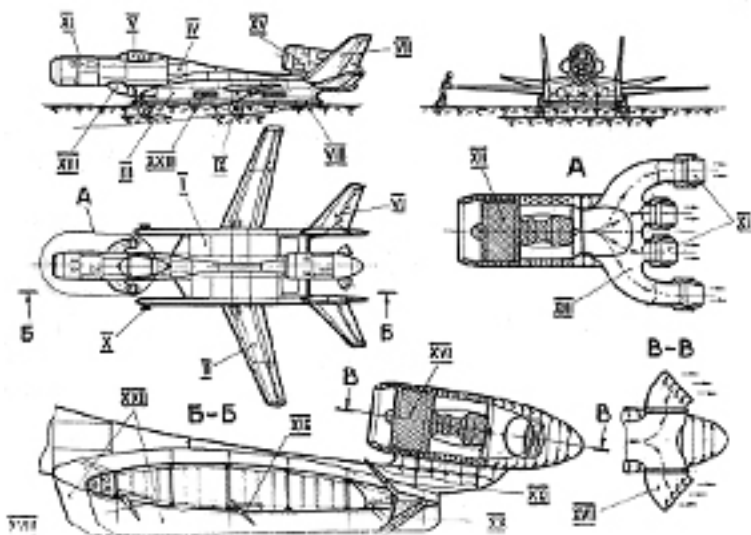


Рис. 15.4

Пилотируемая модель экранолёта

I — центроплан; II — консоль крыла; III — бортотсек; IV — фюзеляж; V — кабина пилота; VI — стабилизатор; VII — киль; VIII — баллонно-лыжные опоры; IX — основные стойки колёсного шасси; X — передние стойки колёсного шасси; XI — гондола переднего двигателя; XII — передний двигатель; XIII — выхлопной коллектор переднего двигателя (сменный); XIV — поворотные выхлопные насадки; XV — гондола заднего двигателя; XVI — задний двигатель; XVII — поворотные выхлопные сопла заднего двигателя; XVIII — передний подцентропланый щиток; XIX — средний подцентропланый щиток; XX — тормозной и взлётный щитки; XXI — реверсный щиток; XXII — подцентропланые рёбра; XXIII — управляющие жалюзи бортотсек

Габариты этой модели должны обеспечивать возможность размещения на ней полноразмерной кабины пилота и боевых турбовентиляторных двигателей средней мощности без существенных нарушений пропорций планера и с хорошей вписываемостью в его аэродинамические формы.

При этом возможность испытания модели с разными нагрузками на крыло при неизменных размерах планера должна обеспечиваться за счёт оперативного изменения взлётного веса модели при помощи балласта. Это, в свою очередь, должно обеспечиваться прочностью планера, рассчитанной на максимальный взлётный вес, и приспособленностью его конструкции к использованию и быстрой смене большого количества балласта (в частности, на модели, показанной на рис. 15.4, для обеспечения возможности испытаний с нагрузкой на крыло в диапазоне от 150 кг/м^2 до 400 кг/м^2 пре-

дусматривалось изменение взлётного веса от 6т до 16т путём установки балласта в 10т). Компоновка и геометрия планера модели (центроплана, отъёмных частей крыла, бортоотсеков, оперения) должны обеспечивать приемлемые лётные характеристики при различных взлётных весах (различных нагрузках на крыло), достаточность устойчивости и управляемости при разных (самых малых и самых больших) возможных скоростях полёта, а форма и соотношение элементов «аэроходного устройства» должны формироваться на базе оптимальных параметров, полученных по результатам модельных параметрических исследований, но с учётом общих компоновочных особенностей экранолётов различной размерности.

Силовая установка модели (передний двигатель для поддува и задний — для разгона и торможения) должна располагать такой мощностью, которая, с одной стороны, с запасом обеспечивала бы потребный уровень энерговооружённости для любого взлётного веса модели (т.е. при переходе к реальности, для любой возможной размерности боевых экранолётов), а с другой стороны, позволяла бы без всяких ограничений подобрать и отработать наиболее оптимальные режимы по созданию подушки, по разгону и торможению для любой исследуемой размерности экранолёта. При достаточном запасе мощности силовой установки в процессе испытаний модели потребная максимальная интенсивность поддува и воздушной подушки, а также интенсивность торможения для каждого из конкретных взлётных весов может обеспечиваться подбором режимов работы двигателей (наращиванием или дросселированием их тяги). Комбинируя вес модели с режимами работы двигателей, можно воспроизводить любую относительную интенсивность газовой подушки, энергетические условия её работы на различных фазах движения модели, что может дать возможность всестороннего изучения особенностей «аэроходного устройства» и его отработки для всего диапазона размерностей экранолётов.

Для изучения влияния отдельных элементов «аэроходного устройства» на его работу и для отработки этих элементов модель должна в процессе испытаний иметь возможность изменять свою конфигурацию. Так, для определения рационального количества и размерности поддувных двигателей для каждой из весовых категорий экранолётов и для поиска наиболее эффективного расположения этих двигателей относительно центроплана необходимо обеспечить сменность групповых выхлопных патрубков переднего двигателя, которые являются имитацией выхлопных сопел поддувных двигателей. Нужно иметь возможность изменять количество сопел, их размеры, углы установки, расстояние друг от друга и от входа в «аэроход-

ное устройство». Нужно также иметь сменные управляемые поворотные насадки на выхлопных соплах передних и задних двигателей.

Для отработки управления газовой подушки и её реверсом необходимо обеспечить возможность установки сменных передних и средних подцентропланных щитков (с изменением их габаритов, места установки и углов отклонения), сменного блока задних взлётного, тормозного и реверсного щитков, сменных подцентропланных рёбер (с изменением их количества, размеров и расположения), а также сменных передних и задних управляемых жалюзи на борто отсеках.

Изменение конфигурации модели в процессе испытаний путём замены элементов «аэроходного устройства» должно производиться одновременно с необходимой доработкой отдельных участков корпуса и переналадкой систем управления съёмными элементами, конструкция которых должна позволять быструю их трансформацию.

Предназначенная для натурной отработки «аэроходного устройства» модель должна в ходе испытаний осуществлять все режимы движения по аэродрому, а также взлёты и посадки на газовой подушке, используя при этом баллонно-лыжные опоры. Однако, для предварительных облётов модели и отработки её лётных качеств ещё до начала испытаний на подушке, для возможности свободного автономного перемещения по аэродрому без использования поддувного двигателя, а также для обеспечения безопасности на начальных этапах образования и опробования газовой подушки, модель должна иметь вспомогательное колёсное шасси.

Это шасси должно быть с наружной подвеской, должно обладать пневмо- и гидроамортизацией, поглощающей энергию при разбеге и при посадке, должно быть четырёхстоечным с управляемыми передними колёсами. Его стойки должны иметь механизм «подуборки» для того, чтобы поджимаясь и довыпускаясь, переводить модель с колёсного шасси на баллонно-лыжное и наоборот. Размещение стоек вне зоны действия газовой подушки и их высота в выпущенном положении должны позволять проверять эффективность подушки при её первичных запусках на колёсном шасси, а способность поджиматься должна обеспечивать проведение испытаний и доводку модели на газовой подушке при опоре на баллонно-лыжное шасси с возможностью перехода в любой момент на колёсное шасси.

Все эти требования делают пилотируемую модель очень сложным и дорогим инструментом исследований. Однако, как считал Роберт Людвигович, без таких моделей решить проблему создания и отработки летательных аппаратов на базе «аэроходного устройства» невозможно.

Пилотируемая модель экраноплана, показанная на рис. 15.5, имеет такие же требования к своей компоновке, к конструкции, к габаритам, к весовым и энергетическим характеристикам, как и модель экранолёта.

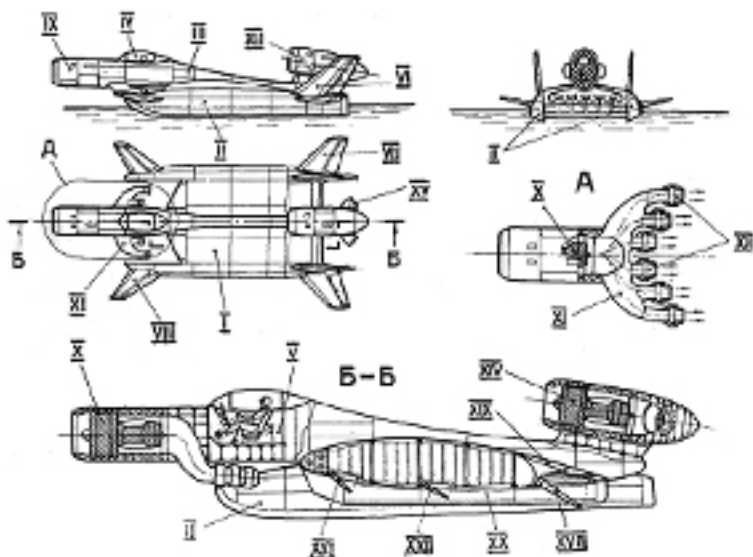


Рис. 15.5

Пилотируемая модель экраноплана

I — центроплан; II — бортолки-поплавки; III — фюзеляж; IV — фонарь пилота; V — кабина пилота; VI — киль; VII — задний стабилизатор;

VIII — передний стабилизатор; IX — гондола переднего двигателя;

X — передний двигатель; XI — сменный выхлопной коллектор переднего двигателя; XII — поворотные выхлопные насадки; XIII — гондола заднего двигателя; XIV — задний двигатель; XV — поворотные выхлопные сопла заднего двигателя; XVI — передний подцентропланый щиток; XVII — средний подцентропланый щиток; XVIII — взлётный и тормозной щитки;

XIX — реверсный щиток; XX — подцентропланые рёбра.

На ней также можно будет подбором веса (установкой или снятием балласта) и режимов двигателей, имеющих большой запас мощности, воспроизводить различную, характерную для боевых экранопланов разной размерности, нагрузку на несущий центроплан и энерговооружённость.

Отличие этой модели заключается в том, что ей не нужно колёсное шасси, т.к. все её испытания будут проводиться на воде, а также в том, что она, как и боевые экранопланы, не должна летать по-самолётному, и её не нужно этому учить до начала испытаний с поддувом.

Но так же, как и на той модели, ей для отработки газопаробрызговой подушки нужна будет замена в процессе испытаний некоторых элементов

«аэроходного устройства», а для получения хороших характеристик устойчивости экранного хода необходимо будет находить наиболее эффективные соотношения между передним и задним стабилизаторами подбором их параметров.

Третьим этапом исследований, который должен предшествовать проектированию и постройке уже опытных образцов экранолётов и экранопланов, будут, по мнению Роберта Людвиговича, разработка, постройка и испытание экспериментальных аппаратов-аналогов.

Прежде чем приступить к созданию целых семейств тяжёлых и сверхтяжёлых экранолётов и экранопланов, нужно, чтобы каждая типовая схема и разновидность таких летательных аппаратов (для экранолётов — схемы с грузовым фюзеляжем, с грузовым центропланом и продольным расположением грузовых кабин, с грузовым центропланом и поперечным расположением кабин, а для экранопланов — схемы грузового, пассажирского, ракетноносного и авианосного вариантов), разработка и постройка которых связана с очень большими затратами труда, средств и времени, обязательно прошла предварительное апробирование на своих аналогах — уменьшенных, динамически подобных копиях, отражающих все характерные особенности схемы, компоновки, геометрии и конструкции, повторяющих весовые и энергетические соотношения своих прототипов. Аналоги тяжёлых и сверхтяжёлых экранолётов и экранопланов должны быть полноразмерными летательными аппаратами взлётным весом не менее 80-100т, полностью воспроизводящими характеристики боевых образцов. И хотя они являются экспериментальными аппаратами, и предназначены для исследований, а не для эксплуатации, они всё равно должны отвечать всем требованиям, предъявляемым к сухопутной и морской авиационной технике.

Если разработка пилотируемых моделей, несмотря на их техническую сложность, представляет сравнительно небольшой объём конструкторских и производственных работ, и может быть выполнена в любой из конструкторских организаций параллельно с их основной работой, то создание аналогов — это уже процесс, полностью аналогичный как по циклам, так и по объёмам созданию новых образцов самолётов обычных схем, требующий соответствующей специальной организационной структуры и производственного обеспечения. А если учесть, что разработка и постройка опытных образцов этих летательных аппаратов (четвёртого и уже последнего этапа исследований) из-за их размеров, технической новизны и сложности потребует ещё больших интеллектуальных и материальных затрат, то станет ясным, что задача выполнения всего объёма исследований может

быть успешно решена только при условии сосредоточения всего объёма поисковых, проектных, производственных и испытательных работ в одной мощной специализированной опытно-конструкторской организации, работающей по единому целевому плану.

По нашим расчётам, такая организация могла бы быть создана на базе любого существовавшего в то время опытно-конструкторского бюро (в частности, и на базе Таганрогского ОКБ) с последующим отделением от него и постепенным развитием и наращиванием мощности по мере разворота работ. Расчёты показывали, что для осуществления первых этапов исследований с выходом в течение 8-10 лет на опытные экземпляры экранолётов и экранопланов необходимо за первые 4-5 лет нарастить общую производственную численность такой организации до 8 тысяч специалистов (до 3-х тысяч человек — в конструкторских и лабораторных подразделениях, до 4 тысяч в цехах опытного производства, до тысячи работников лётно-испытательной базы), а за 3-4 года с момента начала работы создать необходимую лабораторную и экспериментальную базу.

Конечно, рассчитывать на создание такой мощной специальной конструкторской организации Главному конструктору Бартини не приходилось. А без неё начинать это грандиозное дело было бессмысленно.

И всё-таки, Роберт Людвигович, работая над ВВА-14 и над теорией поддува, находясь в Таганрогском ОКБ на птичьих правах и располагая только небольшой группой конструкторов в Ухтомском филиале и несколькими энтузиастами в Таганроге, попытался организовать начало практической работы по изучению особенностей поддувного «аэроходного устройства».

На рис. 15.6 представлен один из вариантов гипотетического графика, по которому можно было бы начать работы по созданию первых образцов летательных аппаратов с «аэроходным устройством».

Этот график составлялся в первой половине 1972 года, когда первый экземпляр ВВА-14 уже начал лётные испытания, второй находился в стадии общей сборки и, хотя подъёмные двигатели для него катастрофически задерживались, у нас ещё теплилась некоторая надежда на их изготовление.

В основу графика было положено совершенно фантастическое предположение, что в конце 1972 года будет принято решение правительства о развороте работ по бесконтактному движению, а в начале 1973 года на базе Таганрогского ОКБ организовано специальное опытно-конструкторское бюро по этим работам, что этому бюро будут выделены средства и предоставлены возможности набора нужной численности специалистов, возможность расширения имеющейся и создание в ближайшие 2-3 года

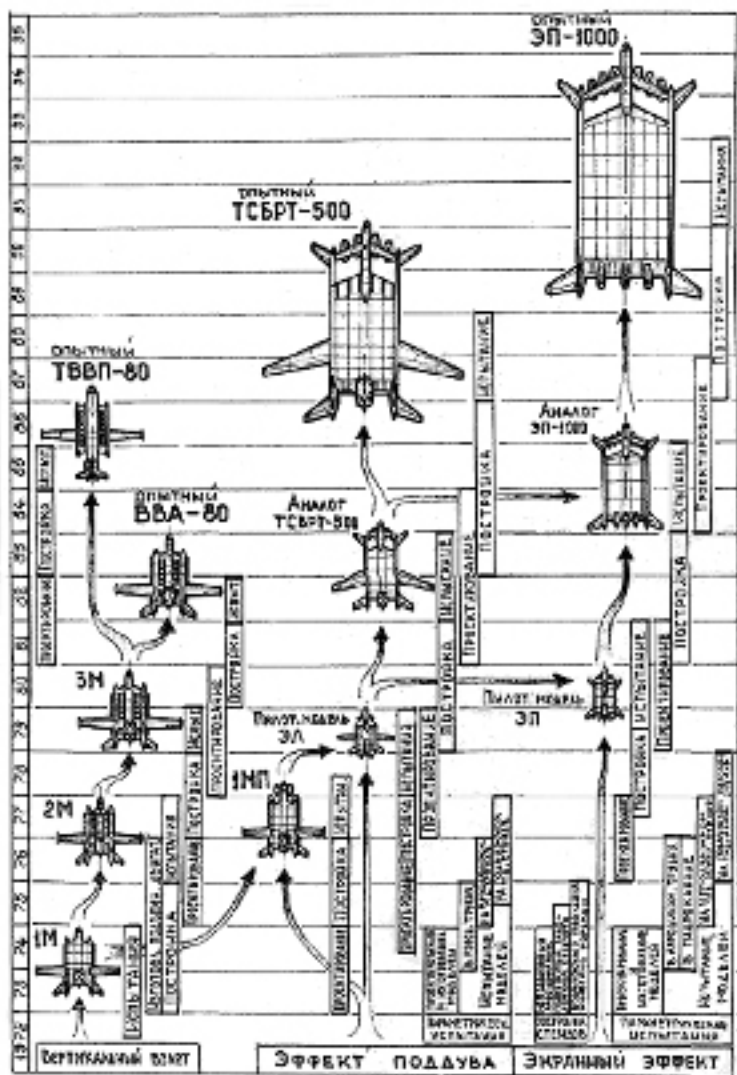


Рис. 15.6

График начала работ по созданию транспортных средств, основанных на принципе бесконтактного движения

новой экспериментальной, производственной и испытательной базы с последующим постепенным наращиванием её мощности для увеличения номенклатуры и объёма работ.

Составлялся этот график только для того, чтобы понять, в какие сроки можно было бы уложиться с выполнением основных этапов исследований

и разработкой опытных экземпляров, если бы были созданы для этого все необходимые условия. При этом время, потребное для выполнения работ, внесённых в график, определялось только по технологическим циклам этих работ при полном их обеспечении исполнителями и неограниченными производственными возможностями.

В графике показаны три направления работ: вертикально-взлетающие аппараты на базе ВВА-14, экранолёты и экранопланы.

Из графика видно, что если бы предложение Роберта Людвиговича получили государственную поддержку, и с 1973 года была бы получена возможность разворачивать широким фронтом работы по всем этим трём направлениям, то можно было бы:

- В 1974 году закончить лётные испытания первого экземпляра ВВА-14, в 1977 году вывести на лётные испытания второй экземпляр этого самолёта, но уже с подъёмными двигателями, в течение 1975-1980 годов спроектировать, построить и провести испытания третьего экземпляра. К 1983 году построить и начать испытания первого опытного противолодочного самолёта ВВА-80, а к 1987 году построить первый опытный транспортный самолёт с вертикальным взлётом и посадкой ТВВП-80 взлётным весом 80т.
- В течение 1973-1975 годов построить и оснастить стенды для газодинамических испытаний. В течение 1973-1974 годов изготовить, а к 1977-1978г.г. провести комплекс параметрических испытаний моделей экранолётов и экранопланов в аэродинамических трубах, в гидроканалах и на газодинамических стендах.
- За 1975-1979г.г. спроектировать, построить и испытать пилотируемую модель экранолёта, к 1983 году построить и испытать экспериментальный аналог транспортного экранолёта, а к 1987 году создать и вывести на лётные испытания первый опытный тяжёлый транспортный экранолёт ТСБРТ-500 взлётным весом ~500т.
- К 1981 году спроектировать, построить и испытать полотируемую модель экраноплана. В 1979 году начать и к 1985 году закончить создание и провести через испытания аналог тяжёлого транспортного экраноплана, а к 1992 году подготовить к летным морским испытаниям первый опытный тяжёлый транспортный экраноплан ЭП-1000 взлётным весом ~1000т.

Если бы специальное опытно-конструкторское бюро было бы в 1972 году действительно создано, как это мы себе нафантазировали, составляя график, то, постоянно развиваясь и наращивая при поддержке го-

сударства свои возможности, оно могло бы к концу восьмидесятых годов превратиться в могучий конструкторско-производственный комплекс с широкими возможностями по одновременной параллельной разработке и постройке различных опытных аппаратов на газодинамической подушке. Уже к концу 90-х годов на этом комплексе могла бы быть создана целая плеяда таких аппаратов.

Интересно было слушать и наблюдать за Робертом Людвиговичем, когда он рассказывал о том, как эта его глобальная транспортная система будет действовать, как эффективно будут работать все её многочисленные и разнообразные элементы, о том, какие огромные, буквально фантастические, возможности появятся у человечества при её массовом внедрении, насколько ближе друг к другу сделаются континенты, насколько доступнее станут все самые далёкие уголки нашей земли. И хотя эта система существовала только в его воображении, говорил он о ней, как о совершенно реальной, живой, уже успешно функционирующей. Говорил так, будто уже видел глазами всю эту армаду разнообразных экзотических аппаратов, двигавшихся над землёй, взлетающих в воздух и мчащихся над водной поверхностью. Говорил восторженно, не сдерживая своих эмоций, превращаясь при этом из всегда спокойного, уравновешенного человека в азартного мечтателя. В такие минуты его лицо молодело, в глазах появлялся какой-то особенный блеск.

Роберт Людвигович лучше всех представлял, что для воплощения его идеи нужны огромные средства, коренная организационная и техническая перестройка части промышленности, необходимо создание новой отрасли машиностроения, соединяющей в себе самые последние достижения и возможности как авиационной, так и судостроительной отраслей. Он знал, что на эту работу нужна мобилизация всей интеллектуальной и производственной мощи страны, аналогично решению проблем атомной энергии и космоса.

Отлично понимал он и то, что при его жизни осуществить подобные замыслы невозможно. Однако, будучи уверенным в универсальности принципа бесконтактного движения, в явных преимуществах и перспективности транспортных аппаратов, создаваемых на этом принципе, он спешил как можно полнее раскрыть и зафиксировать своё видение этой проблемы, как можно подробнее и чётче сформулировать свои соображения по её решению.

Особое место среди инструментальных средств изучения и отработки аппаратов с «аэроходным устройством» занимает летающий стенд поддува, созданный на базе первого экземпляра ВВА-14 и получившего заводской шифр 14М1П (на рисунке 15.6 он показан с обозначением 1МП).

Авторы некоторых публикаций называют его то экранолётом, то даже экранопланом, ошибочно считая, что Главный конструктор Бартини разработал его в качестве самостоятельного опытного летательного аппарата.

В действительности же это был всего-навсего испытательный стенд — специальная летающая лаборатория, которая, однако, сыграла довольно неоднозначную роль в ходе работ как над самолётом ВВА-14, так и над предложениями по бесконтактному движению.

Идея создания этого стенда, о чём уже говорилось выше, возникла у Роберта Людвиговича в 1972 году, когда вопрос о постройке подъёмных двигателей окончательно зашёл в тупик, и всё более реальной становилась угроза скорого и бесславного закрытия всей темы самолёта ВВА-14. Роберт Людвигович сделал, в сущности, политический ход, предложив создание амфибийного экранолета для выполнения постановления. Он представил использование поддувной газовой подушки как параллельный шаг, ещё одно принципиально новое направление в создании всепогодной амфибийной авиации и как расширение концепции таких самолётов.

Свою роль, как известно, эта идея Бартини сыграла, но сам стенд, как инструмент для изучения особенностей поддувного «аэроходного устройства», особого интереса не мог представлять, тем более, не мог рассматриваться как прототип будущего экранолёта.

Дело в том, что геометрия и компоновка корпуса самолёта ВВА-14 (размеры и профилировка центроплана, конфигурация его нижней поверхности, размеры, форма и расположение фюзеляжа и бортовсексов, их сопряжения с центропланом, возможности подцентропланной механизации и т.п.), специально подобранные и отработанные под наиболее эффективное функционирование «подпорной» газовой подушки от подъёмных двигателей, совершенно не соответствовали тем параметрам, которым должна отвечать камера поддувного «аэроходного устройства». Кроме того, двухконтурные двигатели Д30М, которые можно было установить на самолёте в качестве поддувных (никаких других двигателей, подходящих для этого, в то время просто не существовало), не удовлетворяли требованиям поддува ни своей малой массой выхлопных газов, ни большой жёсткостью выхлопных струй. Испра-

вить эти недостатки и сформировать на уже готовом самолёте оптимальное «аэроходное устройство» было принципиально невозможно. Уже при проектировании этого стенда в него одновременно с такой явно несовершенной компоновкой и некачественной конструкцией будет вынужденно закладываться и возможность получения искажённого результата испытаний.

Роберт Людвигович видел все недостатки этого будущего объекта испытаний, осознавал даже риск дискредитации самой идеи бесконтактного движения, но решился на такой шаг, так как другого способа попытаться приостановить развал работ по самолёту ВВА-14 не было.

Учитывая вынужденную неполноценность предлагаемого стенда, Роберт Людвигович считал, что создаваться и испытываться он должен не сам по себе, а обязательно в комплексе с целым рядом модельных экспериментов. Он надеялся на то, что само официальное разрешение на создание такого стенда и обеспечение его финансирования послужит толчком к началу работ по изучению и отработке поддува, что к тому времени, когда стенд будет построен и начнёт испытания (а это может произойти по решению министерства только после окончания всех испытаний первого экземпляра ВВА-14), нам удастся провести модельные исследования в аэродинамических трубах, в гидроканале, на газодинамических установках, а может быть, даже удастся построить и начать испытания пилотируемой модели. А получив положительные результаты от этих экспериментов и сопоставив их с результатами натурных исследований на стенде, можно будет объяснить причины недостаточной эффективности его газовой подушки и минимизировать негативные последствия возможных неудачных испытаний.

Понимая, что наш летающий стенд может оказаться «плохо летающим» или даже «совсем нелетающим», мы должны были сделать его максимально полезным хотя бы для исследования газовой подушки именно на нулевых и малых скоростях движения.

В процессе подготовки к докладу на НТС МАП нами в течение второй половины 1972 года — первой половины 1973 года были проработаны несколько вариантов компоновочной схемы этого стенда и была намечена программа модельных испытаний, рассчитанная на выполнение в 1973-1974 годах. По результатам проработки был утверждён один рабочий вариант схемы в двух исполнениях — в сухопутном (рис. 15.7) и морском (рис. 15.8) с обеспечением переоборудования одного в другой.

По этому варианту доработка первого экземпляра ВВА-14 предусматривалась в следующем объёме:

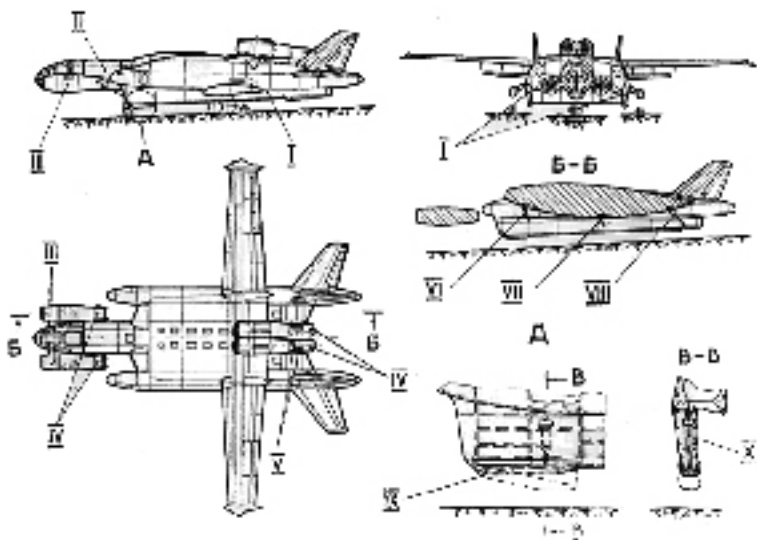


Рис. 15.7
Летающий стенд поддува ИМП в сухопутном варианте

I — бортовые ограждения центроплана; II — удлинительная вставка фюзеляжа; III — поддувные двигатели; IV — управляемые поворотные сопла; V — реверсеры; VI — передний управляющий подцентропланый щиток; VII — средний управляющий подцентропланый щиток; VIII — задний взлётно-посадочный подцентропланый щиток; IX — амортизационные лыжи; X — гидравлический амортизатор лыж

- в носовой части фюзеляжа устанавливались два двигателя Д30М, которые закреплялись на горизонтальных пилонах к нижней части кабины пилотов;
- гондолы этих двигателей снабжались поворотными выхлопными соплами и направляющими решётками для поворота выхлопных струй;
- с целью обеспечения оптимального расстояния срезов выхлопных сопел передних двигателей от носка центроплана носовая часть фюзеляжа удлинялась путём цилиндрической вставки между кабиной пилотов и центропланом;
- гондолы маршевых двигателей снабжались реверсными установками;
- в сухопутном исполнении на стенде вместо ПВПУ устанавливались бортовые заграждения (скеги), снабжённые передними и задними грунтовыми амортизационными лыжами;
- в морском исполнении на стенде вместо ПВПУ устанавливались жёсткие водоизмещающие гидродинамические поплавки;

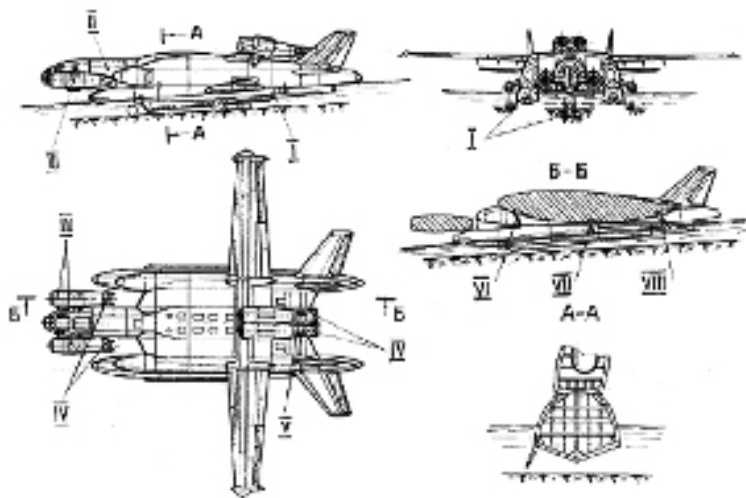


Рис. 15.8

Летающий стенд поддува ИМП в морском варианте

I — гидропоплавки; II — удлинительная вставка фюзеляжа; III — поддувные двигатели; IV — управляемые поворотные сопла; V — реверсеры; VI — передний управляющий подцентропланый щиток; VII — средний управляющий подцентропланый щиток; VIII — задний взлётно-посадочный подцентропланый щиток

- в обоих исполнениях на нижней поверхности центроплана и фюзеляжа устанавливались управляемые передние и средние балансировочные и задние взлётно-посадочные щитки со специальными зализмами по фюзеляжу и бортоотсекам;
- конструкция и крепление бортовых ограждений, гидродинамических поплавков и подфюзеляжных щитков с зализмами предусматривали их лёгкую замену одних другими при переоборудовании стенда из сухопутного в морской и наоборот;
- выполнялось усиление и доработка конструкции фюзеляжа, бортоотсеков и центроплана под установку передних двигателей, бортовых ограждений, поплавков и подцентропланых щитков;
- дорабатывались системы, обслуживающие переднюю силовую установку, реверсеры маршевых двигателей и подфюзеляжные щитки.

Для возможности перекатки и движения своим ходом по аэродрому на стенде сохранялось колёсное шасси, которое в режимах создания газовой подушки должно убираться в фюзеляж.

На стенде должно было быть размещено специальное оборудование для замера и регистрации показаний системы датчиков, фиксирующих па-

параметры выхлопных струй обеих силовых установок и газовых потоков в «аэроходном устройстве».

В соответствии с намеченным планом для предварительной отработки заложенных в летающий стенд параметров нужно было доработать и испытать модель для стенда-аналога в Геленджике, выполнить поддув для модели ВВА-14 в трубе Т-203 в СибНИА, доработать модель для протасков за катером, изготовить газодинамическую установку с подачей сжатого воздуха от заводской сети, изготовить модель для этой установки и испытать её на ней, нужно было дорабатывать модели ВВА-14 под поддув для труб Т-102 ЦАГИ и Т-106 ЦАГИ и провести продувки этих моделей. Все эти работы были запланированы в 1973 году сразу же, как только вышло постановление министерства.

Кроме того, были разработаны планы на проектирование и постройку ряда моделей под типовую компоновку боевого тяжёлого экранолёта, а также составлены планы на разработку пилотируемой модели.

К сожалению, надежды Роберта Людвиговича на возможный разворот работ по поддуву не оправдались. Не удалось построить и испытать не только модели по перспективному типовому экранолёту, но не получилась даже модельная отработка летающего стенда.

Работы по запланированным трубным и стендовым моделям, начатые в первой половине 1973 года, благодаря открытому бойкоту КБ-4 и опытного производства сразу же стали тормозиться, проектирование пилотируемой модели, внесённое в планы и графики всех конструкторских подразделений, в течение двух лет с молчаливого согласия А.К. Константинова так и не началось, а к концу 1974 года работы по поддуву в Таганрогском ОКБ уже совсем заглохли. Заниматься ими Роберт Людвигович мог теперь только в Ухтомском филиале, да и то только в теоретическом плане, т.к. все пути по экспериментальным исследованиям у него были отрезаны. А в начале 1975 года, сразу же после его смерти, на все работы по поддуву, как в Таганроге, так и в Ухтомском филиале, был наложен полный запрет.

Из намечавшегося в соответствии с решением министерства комплексного изучения этой темы так ничего и не вышло.

А вот стенд 14М1П, необходимость в котором уже полностью отпала в связи с закрытием всех работ по поддуву, как это ни странно, был всё-таки построен и испытан. Правда, и спроектирован, и построен, и испытан он был уже совсем не так, как это намечалось Главным конструктором.

Удивившее всех решение о строительстве стенда А.К. Константинов принял во второй половине 1975 года. В это время заканчивались испытания ПВПУ на первом экземпляре ВВА-14. Я вплотную занимался этими

испытаниями, рассчитывая довести до конца этот интереснейший эксперимент и на этом завершить всю нашу многострадальную таганрогскую эпопею. Больше в Таганроге по работам Роберта Людвиговича делать было нечего.

Поэтому неожиданное странное решение А.К. Константинова меня насторожило. Но, как показали дальнейшие события, ничего странного в этом, как и во многом другом, что потом происходило с этим стендом, не было, а были чётко продуманные действия, направленные на дискредитацию последних новаторских предложений Роберта Людвиговича.

Зная не хуже нас, что формы корпуса ВВА-14 и двигатели Д30М в качестве поддувных не годятся для формирования эффективного «аэроходного устройства», и вполне вероятно, что стенд 14М1П не сможет осуществить взлёт с подушки, Константинов и его верные помощники решили использовать этот стенд для дискредитации идеи бесконтактного движения. Участвовать в этом я, естественно, не мог, но и помешать уже не имел возможности, т.к. мои отношения с А.К. Константиновым после смерти Роберта Людвиговича окончательно испортились и дошли до полного разрыва. За судьбой стенда я, не имея никакой возможности вмешиваться, следил только со стороны, а после отъезда из Таганрога — через контакты с непосредственными участниками его постройки и испытаний.

Цель руководства ОКБ стала понятна, как только «идейным вдохновителем» работ по стенду был назначен один из самых последовательных противников Роберта Людвиговича и его работ, начальник БК-4 Зданевич. Под его патронатом стенд был коренным образом переделан по сравнению с первоначальным проектом. Путём целенаправленного изменения компоновки и конструкции стенд 14М1П из специальной летающей лаборатории по изучению в натурных условиях сложных физических процессов формирования газовой и газобрызговой подушки, каким он задумывался Бартини, постепенно переводился в разряд упрощённого летательного аппарата, задача которого сводилась только к демонстрации своих лётных способностей.

Прежде всего, стенд выполнялся только в морском варианте, и была исключена возможность его испытаний в сухопутном варианте. А поскольку наиболее перспективным направлением применения принципа бесконтактного движения являются сухопутные экранолёты, и поэтому основной задачей стенда с самого начала было изучение газовой подушки именно над твёрдым экраном, то отказ от сухопутного варианта исключал самую интересную и важную часть эксперимента и фактически менял назначение стенда.

При установке на жёсткие стационарные гидродинамические поплашки с самолёта были сняты колёсные шасси, и он потерял свою амфибийность. Это ещё больше ограничило его возможности как объекта экспериментальных исследований.

Из всего предусмотренного предварительным проектом набора механизации камеры «аэроходного устройства», на стенде был применён только задний подцентропланый взлётно-посадочный щиток. Ни управляемые балансировочные передние и средние подцентропланые щитки, ни реверсный и тормозной щитки, ни продольные рёбра под центропланом на стенде не устанавливались. Это исключало возможность выяснения их роли в формировании газобрызговой подушки и их влияния на поперечную и продольную устойчивость «аэроходного устройства».

На стенде не был установлен предусмотренный первоначальным проектом комплекс аппаратуры для замера и записи параметров газобрызговой среды в подцентропланной камере (давления, температуры, величины и направления скорости в разных местах камеры, на её входе и на боковых и заднем выходах), параметров выхлопных струй поддувных двигателей и реверсных струй маршевых двигателей. Это не позволяло получить в этом эксперименте всего намеченного ранее объёма сведений, необходимых для формирования в будущем эффективного «аэроходного устройства», для чего, собственно, и предназначался стенд.

Все элементы конструкции выполнялись несъёмными. Это, в отличие от предварительного проекта, не позволяло проводить отбор оптимальных конструктивных решений элементов, испытывая их в различных вариантах.

Все эти так называемые «упрощения» очень сильно сузили возможности стенда как лаборатории по изучению поддува, выхолостили из него всё то, чем он, собственно, и был полезен. В процессе рабочего проектирования стенд постепенно «очищался» от элементов и оборудования, необходимых для проведения экспериментальных исследований, и превращался, условно говоря, в «пустую летающую консервную банку» (см. фото 15.1 и 15.2).

При этом уже к концу проектирования, в процессе постройки, а потом и во время испытаний стенд почему-то начал фигурировать сначала в заводской документации, а потом и в отчётах и докладах министерству уже не как испытательный стенд, а как самостоятельный самолёт «14М1П», и всё чаще стал называться не иначе, как экранопланом. То есть его стали совершенно безосновательно, но очень настойчиво представлять как разработанный Главным конструктором Бартини новый экспериментальный летательный аппарат, основанный на новом принципе взлёта и посадки.



Фото 15.1
Стенд ИЛМ14 на аэродромной стоянке



Фото 15.2
Стенд ИЛМ14 после спуска на воду

Это же ложное, искажённое представление о стенде навязывалось и в процессе испытаний.

На этой выпотрошенной «пустой коробке» уже нельзя было получить никаких полезных, намечавшихся ранее экспериментальных данных. Да они, собственно, тогда уже никого и не интересовали. Интересовал только давно ожидаемый прогнозируемый конечный результат, на что испытания и были нацелены.

Поэтому методика испытаний, которые проводились летом 1977 года, и только на воде, рассчитывалась на решение одной единственной задачи — продемонстрировать возможность (а скорее, невозможность!) выхода

этого летательного аппарата на газобрызговую подушку и взлёта с этой подушки. Но даже такая упрощённая задача была выполнена не полностью. При этом была изменена и направленность испытаний.

Стенд задумывался Робертом Людвиговичем для изучения особенностей экранолётов, для которых самым характерным и определённым является режим подъёма над поверхностью на газовой подушке при отсутствии поступательного движения (именно такой режим обеспечивает этим летательным аппаратам качество безаэродромности на суше и неограниченную мореходность на воде).

В связи с этим в процессе испытаний стенда, уже даже по упрощённой программе, прежде всего должны были проверяться режимы образования подушки в неподвижном состоянии стенда, на режиме «стопа», т.е. сначала на привязи, а потом — на режиме одновременной работы передних двигателей на поддув, а маршевых — на реверс (в режиме «тянитолкающая»).

Однако, очевидно, с целью скорейшего получения ожидаемого результата, в первую очередь проводилась проверка наиболее простых режимов выхода на подушку в процессе разгона, что характерно только для экранопланов и не имеет никакого отношения к экранолётам. Этому режиму и было посвящено всё основное время морских испытаний.

Выполнив неоднократные пробежки по заводской акватории на разных скоростях и режимах поддувных двигателей (фото 15.3), убедившись, как ожидалось, что эффективности газобрызговой подушки под центропланом не хватает, чтобы полностью поднять аппарат из воды, зафиксировав этот факт на киноплёнку, испытания стенда прекратили. Ни проверки других режимов работы «аэроходного устройства», ни глубокого анализа причин недостаточной подъёмной силы подушки, ни, тем более, попыток поиска возможных путей увеличения её эффективности не было.



Фото 15.3

Стенд 14МПП на ходовых испытаниях

Очевидно, отрицательный результат уже одного этого этапа испытаний вполне удовлетворил А.К. Константинова. Задача, которую он ставил перед испытаниями этого стенда, была успешно решена, — было показано,

что этот, якобы новый летательный аппарат Главного конструктора Бартини, основанный на использовании поддувной газовой подушки, не обеспечивает бесконтактного взлёта и посадки.

Этот вывод был сделан в отчёте по испытаниям так называемого «экраноплана Бартини». В отчёте была умышленно извращена идея и назначение этого летательного аппарата, подробно изложены негативные результаты испытаний, но ничего не было сказано ни об изначальном вынужденном несовершенстве геометрии подцентропланной камеры, ни о недостаточной энергетике поддувных и реверсных двигателей, ни о несоответствии параметров выхлопных струй этих двигателей условиям оптимального поддува.

Путём недобросовестной информации специально организованный провальный эксперимент со стендом 14М1П был представлен как ещё одна неудача Главного конструктора Бартини, как очередной его проект, из которого опять, как всегда, ничего не вышло, и даже как подтверждение несостоятельности всей его теории бесконтактного движения. Такие мысли распространялись в среде авиационных специалистов, от них — в более широкие круги, постепенно превращаясь в «общее мнение». И даже сейчас в публикациях некоторых солидных авторов можно встретить упоминание о стенде 14М1П как о неудачном бартиниевском проекте экраноплана, ставящем под сомнение возможность создания летательного аппарата на поддувной газовой подушке.

Сам стенд уже давно догнивает в разбитом и разграбленном виде на поле Монинского музея ВВС, а дурная слава о нём, сфабрикованная недобросовестными людьми, всё ещё бродит по миру (фото 15.4).



Фото 15.4

Остатки разрушенного стенда 14М1П на поле Монинского музея ВВС

Зачем А.К. Константинову нужна была эта провокация?

Несмотря на загруженность коллектива посторонними заданиями на много лет вперёд, А.К. Константинов и его соратники надеялись всё-таки когда-то вырваться из плена чужих работ и вернуться в русло гидроавиации.

При этом особая надежда у руководящей верхушки ОКБ была на создание нового амфибийного самолёта по проекту с условным названием «Альбатрос» (будущий А-40), над проработкой эскизных вариантов которого КБ-4 упорно работало уже в течение последних 6-7 лет, основываясь, конечно же, на классическом принципе гидродинамики. А.К. Константинов усиленно рекламировал этот проект во всех инстанциях. Но в последние годы интерес к классической морской авиации заметно упал, все попытки получить заказ на разработку такого самолёта были неудачными. Определённую роль в этом сыграли и инициативы Роберта Людвиговича по бесконтактному движению.

Сведения о его последних работах, несмотря на их строгую секретность, всё-таки проникали в авиационную среду, и даже в кабинеты высокого начальства, привлекая сторонников. Это даже после смерти Роберта Людвиговича мешало Константинову продвигать свой проект.

Провокационный эксперимент со стендом поддува помог А.К. Константинову убедить руководство министерства и заказчика в отсутствии альтернативы гидродинамическому принципу. А через какое-то время (в 1983г.) ему удалось, уговорив нового министра И.С. Силаева, добиться разрешения на постройку амфибии А-40.

4

Упорно добиваясь своей цели, А.К. Константинов был уверен, что создание самолёта А-40 вернёт интерес к классической гидроавиации и послужит толчком к её возрождению и дальнейшему развитию. Однако он ошибся.

Появление на свет этого действительно очень интересного самолёта, обладающего выдающимися лётно-техническими качествами, только ещё больше подчеркнуло глубину кризиса гидроавиастроения.

Самолёт А-40, первый вылет которого был совершён в 1986 году, явился безусловным достижением коллектива таганрогского ОКБ, вложившего в его разработку весь свой богатейший опыт и творческий потенциал (фото 15.5 и 15.6).

Эта самая крупная из всех современных амфибий (86т взлётного веса) была выполнена на очень высоком техническом уровне с использованием всех последних достижений авиационной науки. В отличие от предыдущих гидросамолётов этого ОКБ, она обладает отличными аэродинамическими характеристиками, обеспечивающими диапазон скоростей от 200 до

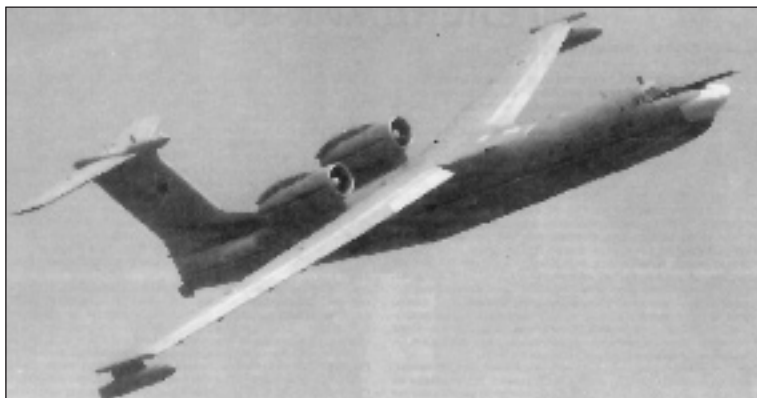


Фото 15.5
Амфибия А-40 в полёте



Фото 15.6
Амфибия А-40 на разбеге

800 км/час, мощной механизацией крыла и эффективным оперением, позволяющим получать небольшие взлётно-посадочные скорости. Путём тщательной отработки форм и размеров фюзеляжа-лодки (применением большого удлинения, переменной килеватости днища, очень низкого редана, дефлекторов заряданной части и других оригинальных усовершенствований) удалось получить высокое гидродинамическое качество, низкие эксплуатационные перегрузки, хорошую мореходность и устойчивость при взлёте с воды. Оригинальная компоновка комбинированной силовой установки обеспечивает её защиту от заливаемости. Высокие, сравнимые с сухопутными самолётами того времени крейсерское аэродинамическое качество и весовая отдача позволили получить большую дальность и продолжительность полёта, а также вполне достойную даже для сухопутных самолётов грузоподъёмность и экономичность.

Самолёт А-40 можно смело назвать шедевром классического гидросамолётостроения, а его создание — серьёзным техническим прорывом.

На нём установлено 126 мировых рекордов. Задуманный в качестве самолёта противолодочной обороны, А-40 может также использоваться в качестве многоцелевого самолёта в различных вариантах: для поисково-спасательных работ, пассажирских и грузовых перевозок, для тушения промышленных и лесных пожаров и многих других задач.

Но, несмотря на такие широкие возможности и такие высокие лётно-технические качества, этот уникальный самолёт оказался никому не нужным. Опытный экземпляр А-40 так и остался в единственном числе. Ни одного заказа (ни зарубежного, ни отечественного) на него не было оформлено. В чём же дело?

А дело в том, что даже такой совершенный во всех отношениях амфибийный самолёт нового поколения имеет ограничение по высоте волны.

Все применённые на нём самые современные оригинальные конструктивные решения позволили сдвинуть эту границу по сравнению с другими гидросамолётами подобного класса не больше, чем на 0,5-0,7м. В результате А-40 может преодолевать волну высотой не более 2-2,2м, т.е. можно взлетать с воды при волнении моря не более 4-х баллов. А это значит, что даже этот самолёт не может качественно и в любое время выполнять свои функции, связанные с посадкой на воду, т.к. мировой океан практически никогда не бывает спокойным, и его среднее состояние соответствует пятибалльному волнению, при котором высота волн достигает 3,5 метров.

А зачем нужен тяжёлый, сложный в производстве и в обслуживании амфибийный самолёт с большой дальностью полёта, если, улетаая на большое расстояние от берега для встречи и прямого контакта, например, с кораблём или подводной лодкой, он не может в любое время и в нужном месте совершить посадку на воду?

Зачем нужен противолодочный гидросамолёт, основное принципиальное преимущество которого над аналогичными сухопутными самолётами заключается в его способности наблюдать за подлодками из самого выгодного положения «на плаву», если он именно этого и не может сделать в любую погоду? Чем такой самолёт лучше давно существующих сухопутных противолодочных самолётов, обладающих и большей дальностью, и большей продолжительностью полёта, которые наблюдают за подлодками с воздуха в режимах барражирования?

Зачем нужен тяжёлый дальний спасательный амфибийный самолёт, если именно в плохую погоду, когда, собственно, и возникают аварийные ситуации в открытом океане, он не может сесть на воду рядом с терпящими бедствие?

Какое преимущество у таких амфибийных самолётов при перевозке ими пассажиров или грузов в не имеющие сухопутных аэродромов прибрежные населённые пункты перед обычными пассажирскими и грузовыми самолётами, если в плохую погоду при беспокойном море они всё равно не могут садиться на воду для подхода к берегу и не могут взлетать с воды?

Зачем вообще нужны тяжёлые дальние гидросамолёты, если своё уникальное умение садиться и взлетать с воды они, из-за ограничения по высоте волны, всё равно не могут полностью реализовать, тогда как все остальные ставящиеся перед ними задачи может с гораздо большим успехом решать многочисленное и разнообразное семейство современных сухопутных самолётов различных типов, размерностей и назначения?

Эту мысль, которая за последнее время стала всё шире распространяться как среди работников авиационной отрасли, так и среди военных, очень своеобразно высказал как-то министр авиационной промышленности П.В. Дементьев. Однажды, когда Роберт Людвигович был у него на приёме, и речь зашла о застое в области гидроавиационного строительства, Пётр Васильевич подошёл к окну, подозвал к себе Бартини и, показав на стоящие внизу автомобили, сказал: «Вот, смотри, Роберт, я с Красной площади сюда к министерству могу приехать на «Чайке», ты — на «Волге», кто-то — на «Москвиче», а кто-то — на своей заднице, всё время подпрыгивая. Но кому это нужно — прыгать на заднице, если можно проехать на машине или, в крайнем случае, пройти пешком? Вот так же и твоя гидроавиация. Зачем она нужна со всеми своими проблемами, если всё, что она может делать, можно делать нормальными современными сухопутными самолётами?»

Такие мысли привели к полной потере интереса и прекращению заказов на крупные гидросамолёты. И даже создание такого самолёта, как А-40, не смогло поколебать укоренившегося мнения о бесполезности этого вида авиации, на что так рассчитывал А.К. Константинов.

Морские самолёты действительно стали ненужными.

Но как считал Роберт Людвигович и как он тогда ответил министру, ненужными стали не просто все морские самолёты, а именно крупные и тяжёлые классические гидросамолёты и амфибии, основанные на гидродинамическом принципе взлёта с воды. Это они к тому времени уже отслужили свою службу, исчерпали все свои возможности и потеряли всякую перспективу. Как показало время, из всего многочисленного и разнообразного семейства гидросамолётов начала и первой половины XX века, востребованными в наши дни оказались только сверхлёгкие самолёты индивидуаль-

ного пользования, а также небольшие лёгкие амфибийные и гидросамолёты специального назначения, предназначенные для эксплуатации только на спокойной воде прибрежных зон и небольших внутренних водоёмов.

Но так как мировой океан не может обходиться без скоростных средств транспорта, пришла пора, как считал Бартини, искать и использовать новые принципы движения и работать над созданием морских летательных аппаратов, полностью адаптированных к беспокойной водной поверхности. Незачем насиловать летательный аппарат, заставляя его бороться при разбеге с такой плотной средой, как вода, да ещё и бурлящей. Из воды нужно выходить при взлёте и входить в воду при посадке без поступательной скорости, а разгоняться и тормозиться нужно в воздухе.

Именно на этом принципе и базировались все последние предложения Главного конструктора Бартини, с которыми так ожесточённо боролись сначала Г.М. Бериев, а потом и его преемник А.К. Константинов со своими помощниками.

Почему же руководители Таганрогского ОКБ были такими рьяными противниками поиска новых путей развития морской авиации? Почему единственные в стране создатели гидросамолётов так отчаянно упирались попыткам Р.Л. Бартини вытащить их отрасль из кризиса?

На этот вопрос сам Роберт Людвигович ответил в статье «Ускорение, транспорт, художественное конструирование» (бюллетень «Техническая эстетика») такими словами: «История развития транспорта богата яркими страницами захватывающей борьбы человечества с окружающей средой и враждебной тупостью посредственностей».

И вот только теперь, когда в Таганрогском ОКБ уже пару раз сменилось поколение руководителей, когда в нём не осталось совсем никого из непосредственных участников и почти никого из свидетелей того позорного гонения на Главного конструктора Бартини, а само ОКБ оказалось в полном творческом тупике, начали раздаваться пока ещё очень робкие голоса о преимуществах экранного движения, о необходимости отказа от гидродинамического принципа, о важности и ценности бартиниевского наследства, стали появляться, пока ещё тоже очень редкие, высказывания с сожалением о потерянных возможностях неиспользованного контакта с этим выдающимся человеком и с осуждением прежнего руководства за непродуктивную политику конфронтации с ним. Только теперь Р.Л. Бартини в этом ОКБ начинает постепенно получать официальное признание, о нём начинают вспоминать и говорить всё с большим уважением.

16. ГЛАВА ШЕСТНАДЦАТАЯ

В предисловии к книге И.Чутко «Красные самолёты» Генеральный конструктор О.К. Антонов сказал о Р.Л. Бартини: «Ему поразительно не везло. То прекращалась начатая работа, то реорганизация лишала его производственной базы».

С этими словами согласиться нельзя. Здесь не было простого невезения. То, что я видел собственными глазами и о чём мне с горечью рассказывал сам Роберт Людвигович, было умышленным сдерживанием его колоссального творческого потенциала, сознательным подавлением его необычных инициатив. Расправа серой посредственностью, обладающей властью, над истинным талантом.

Как утверждал Роберт Людвигович, ни одна его разработка не проиграла в честной борьбе ни по техническим, ни по летным, ни по эксплуатационным характеристикам. Ни одна не получила обоснованных отрицательных оценок. Но недобросовестной конкуренции или, в лучшем случае, некомпетентности, противостоять он не умел...

Высокие руководители СССР в силу своей ограниченности не могли понять, как много теряет наша наука, наша авиационная промышленность в связи с тем, что такие люди, как Роберт Людвигович, не имеют возможности работать с полной отдачей. Создав необходимые условия для свободного творческого процесса Главному конструктору Бартини, страна могла бы получить бесценные научные и инженерные заделы на много лет вперед. Идеи и предложения Бартини намного опережали время. Но «товарищи» этого не видели. Они, как оказалось, не умели смотреть вперед, да их и не очень интересовало будущее страны.

С другой стороны, предложения Роберта Людвиговича действительно иногда так далеко забегали вперед, что казались просто фантастическими. Часто для своего осуществления они требовали такого уровня техники, который в то время нашей промышленности еще был недоступен. А иногда его предложения настолько опережали время, что в них еще не было реальной потребности, т.к. общество еще не доросло до необходимости такой техники, она еще не была востребована жизнью. Чтобы понять, какую колоссальную ценность представляют такого рода идеи и предложения, нужно было обладать определенным уровнем общей и технической культуры, необходимым уровнем интеллекта. Увы! Не видя в этих предложениях секундной отдачи, Роберта Людвиговича считали фантазером, на которого

нет смысла тратить средства, т.к. от него нет и не будет никакой практической пользы. Такое представление о Роберте Людвиговиче усиленно поддерживали и наши авиационные «ученые мужи», особенно цаговские корифеи, часто из-за своей косности неспособные понять важности и ценности идей, заложенных в предложениях и проектах Бартини.

Кроме того, все предложения и разработки Бартини отличались необычностью, оригинальностью, ярким своеобразием. Именно эта непохожесть на то, что делали другие наши Главные конструкторы и даже на то, что делали за рубежом, пугала облеченных властью, вызывала сомнение в реальности таких предложений. Формировалось мнение о Роберте Людвиговиче как об «оригинале», увлекающемся технической экзотикой, и поэтому не очень надежном и недостаточно «серьезном» конструкторе, которому опасно поручать ответственные проекты, т.к. своими нестандартными решениями он может «завести в дебри».

Наконец, многочисленные оригинальные предложения Роберта Людвиговича просто осложняли размеренную спокойную жизнь чиновников. Не давая Главному конструктору Бартини своего ОКБ, эти руководители в первую очередь заботились о своем спокойствии, ограждали себя от возможных неприятных забот, которые могли возникнуть, если бы Бартини развернулся в полную мощь. С ними были солидарны и некоторые из признанных и обласканных властью маститых Главных конструкторов, которые боялись соперничества с таким человеком, как Бартини. Они понимали, что без солидного коллектива этот их беспокойный и неумный коллега не сможет воплотить в жизнь свои проекты, а, следовательно, не будет опасен как конкурент.

Такие приемы достигали своей цели. Очень большая часть энергии Бартини уходила на борьбу за существование. В результате Роберт Людвигович многого не добавал из того, что мог бы. Большое число интереснейших идей оставались не доведенными до конкретных предложений именно из-за отсутствия тщательной инженерной и экспериментальной проработки и обоснования. А когда какое-нибудь из предложений все-таки прорывалось через заслоны и в силу своей актуальности получало поддержку, вместо того, чтобы создать специальный творческий коллектив для его реализации, шли по пути очередного «подселения» Бартини в уже существующие коллективы других Главных конструкторов.

Роберт Людвигович сопротивлялся, как мог, но напрасно. В конце концов, он понял, что сопротивление бесполезно, и начал относиться к этим мероприятиям более спокойно и даже с юмором.

Однажды, когда я уже работал в Таганроге, во время одной из бесед с Робертом Людвиговичем в его московской квартире, я завел разговор об этих злополучных «подселениях». Неожиданно он повеселел и указал мне на один из его рисунков, висевших на стене. На этом рисунке, сделанном, по-моему, цветными карандашами, был изображен маленький кролик, сжавшийся от страха перед нависшим над ним огромным питоном с раскрытой пастью. Роберт Людвигович обратил мое внимание на то, что тело питона причудливо изогнулось, напоминая букву «Я», а поза маленького кролика похожа на букву «Б». Улыбаясь своим мыслям, он рассказал такой эпизод.

Перед одним из намечавшихся очередных «подселений» его вызвал к себе министр авиационной промышленности П.В.Дементьев, с которым они были на «ты», так как очень давно и хорошо лично знали друг друга, и предложил ему работать вторым Главным конструктором в ОКБ А.С.Яковлева. Роберт Людвигович попросил пару дней на размышление. При следующей встрече на вопрос министра, какое он принял решение, Роберт Людвигович вынул из папки этот рисунок и показал его Петру Васильевичу со словами:

— Посмотри, вот я, а вот Яковлев! Неужели ты думаешь, что Яковлев позволит мне заниматься у себя в ОКБ самостоятельной работой?

Дементьев засмеялся и перевел разговор на другую тему. Было общеизвестно, и Дементьев знал это лучше других, как когда-то всемогущий Яковлев расправлялся со своими конкурентами.

На этот раз шутка помогла избежать крупных неприятностей, которые ожидали Бартини, если бы он принял это предложение. Роберт Людвигович предпочел ему хоть и необеспеченное, но свободное «плавание».

П.В.Дементьев, как говорил Бартини, относился к нему хорошо, но не был свободен в своих решениях и поступках. Своей властью он не мог решить вопрос создания специального ОКБ для Главного конструктора Бартини. Поэтому в течение всей послевоенной жизни Роберт Людвигович вынужден был мириться с ролью «бездомного» Главного конструктора, энергично отбиваясь от совсем уж неприемлемых предложений по «подселению». Иногда ему это удавалось, но чаще — нет. Не помогал и юмор. Как-то, при очередном предложении поработать в чужом ОКБ, он сказал Дементьеву:

— Послушай, Петр! Заставляя хозяина очередного ОКБ принять меня в свой коллектив в качестве второго полноправного творческого и административного руководителя, ты создаешь неестественную и поэтому очень взрывоопасную ситуацию и для хозяина, и для меня, и для всего коллекти-

ва. Ну, представь себе, что в семейную спальню, где в постели лежат муж и жена, приводят второго мужика и заставляют его ложиться в эту постель третьим, а на возражения обоих мужиков отвечают, что, мол, вы оба коммунисты, вот сами и разберетесь. Как ты думаешь, что из этого получится?

К сожалению, этот довод помог ненадолго.

Линия, взятая правительством и руководством министерства на ответственное сдерживание плохо управляемого и непредсказуемого Главного конструктора, не менялась. «Подселение» к Камову, а потом к Константинову — тому свидетельства.

Но начиналась карьера Бартини в Стране Советов весьма успешно. В том числе и в Таганроге — провинциальном русском городе, с которым судьба тесно связала итальянца-аристократа.

В первые годы после нелегального переезда в Россию в 1923 году Бартини использовался как разносторонний авиационный специалист в военной авиации, так как кроме офицерской школы и авиационного отделения Миланского политехнического института окончил Римскую летную школу. Вначале он был направлен в НОА (Научно-опытный аэродром ВВС РККА на Ходынке в Москве), где работал инженером, потом, очень скоро, начальником научно-исследовательского отдела и моторной лаборатории, а в 1926 году был переведен в Севастополь, в гидроавиацию. С этого времени и начались его контакты с Таганрогом.

Работая инженером эскадрильи морских самолетов, а потом, с 1927 года, старшим инспектором по эксплуатации материальной части Управления ВВС Черного моря, Роберт Людвигович часто бывал в этом городе. Будучи в звании «комбрига» (носил один ромб в петлицах, что соответствовало тогда теперешнему званию генерал-майора), Бартини самостоятельно летал с инспекционными проверками по всем авиационным подразделениям Юга России. В Таганрог он прилетал также и по делам, связанным с ремонтом армейских самолетов, производимых на таганрогском авиазаводе, а также по вопросам модернизации авиационной техники, которая эксплуатировалась в ВВС. С этим заводом у него уже тогда сложились тесные деловые взаимоотношения.

Роберт Людвигович увлекался морской авиацией. Параллельно с выполнением своих прямых служебных обязанностей, он с энтузиазмом работал над совершенствованием уже летающих самолетов и над созданием своих первых проектов новых гидросамолетов. В этот его севастопольский и первый таганрогский период им был разработан целый ряд предложений и мероприятий по эксплуатации и по борьбе с коррозией морских самолетов. Эти работы получили официальное признание и широкое применение.

В 1927 году в бюллетене НТК ВВС была опубликована работа Бартини «Коррозия авиационных дюралевых конструкций». В этом же году Роберт Людвигович провел разработку полярной защиты дюралевых конструкций от коррозии путем применения цинковых протекторов. Работа получила поддержку в Академии наук и была внедрена на торпедных катерах ВМФ. В 1928 году был разработан и внедрен в частях ВВС Черного моря метод предупредительной замены деталей при эксплуатации морских самолетов, а результаты применения этого метода были изложены в докладе руководству ВВС и получили одобрение.

В 1929 году, когда готовился исторический перелет самолета ТБ-1 (АНТ-4) «Страна Советов» в США, Бартини был назначен ответственным за подготовку морской части этого перелета. В целях аварийной посадки на воду сухопутное шасси решили заменять поплавковым. Под руководством Роберта Людвиговича был разработан вариант удлинённых поплавков и легкоразъёмное, взаимозаменяемое с колесным шасси, крепление их на самолете. Все работы выполнялись на базе таганрогского авиазавода, на его акватории были проведены мореходные испытания, отработана методика взлета и посадки. Эта работа была награждена грамотой ВЦИКа. Легендарный перелет Москва — Нью-Йорк через Тихий океан был успешно совершен экипажем С.А. Шестакова, а опыт превращения самолета «Страна Советов» в гидросамолет оказался настолько удачным, что было принято решение запустить в серию вариант ТБ-1 (АНТ-4) (поплавковый). С легкой руки Роберта Людвиговича на таганрогском авиазаводе было построено 66 таких самолетов. Они успешно летали на сибирских линиях и в Арктике до 1945 года под обозначением Г-1.

Затем были проекты летающих лодок ЛЛ-1 и ЛЛ-2. Смелыми новаторскими предложениями по созданию новой авиационной техники уже тогда Роберт Людвигович начал забрасывать руководство ВВС.

В результате в 1930 году приказом Реввоенсовета Республики комбрига Р.Л. Бартини переводят в авиапромышленность, в Москву, в отдел опытного морского самолетостроения (ОПО-3), где он получает возможность самостоятельной работы над своими проектами. Начинается новый этап его деятельности, а романтический севастопольско — таганрогский период, как его называл сам Бартини, уходит в прошлое.

Роберт Людвигович с теплотой вспоминал то время. Очевидно, с этим городом его связывало еще и что-то личное. Во всяком случае, он рассказывал, что прилетал в Таганрог из Севастополя не только по служебным делам, часто без ведома своего начальства — и не без последствий.

Как-то Роберт Людвигович, будучи в хорошем настроении, рассказал мне такой курьезный случай. Однажды он, не предупредив начальство, вдвоем со вторым пилотом прилетели в Таганрог на небольшом гидросамолете. Дело было под вечер. Улетать нужно было рано утром, чтобы вернуться в Севастополь, не привлекая особого внимания. Самолет, как обычно, поставили на якорь на расстоянии 200 — 250 метров от берега в зоне авиазавода. Заводской катер снял их с самолета и перевез на гидробазу. Договорившись о том, что на следующее утро им подготовят ранний вылет, они отправились в город. Стояла тихая летняя погода, ничто не предвещало каких-нибудь неожиданностей. Однако им не повезло. Поздним вечером поднялся сильный северо-восточный ветер, который дул всю ночь. Любой таганрожец знает, чем это чревато. Ветер отгоняет воду, а так как прибрежная зона в Таганроге очень мелкая, море уходит от берега на несколько сотен метров, оголяя дно. Когда рано утром Роберт Людвигович прибыл на гидробазу, чтобы как можно быстрее улететь, он увидел, что его самолет лежит на песке, а море плещется где-то далеко. Коварный ветер не утихал, надежды на скорый отлет не было. Вернуться в Севастополь удалось только через два дня, когда переменялся ветер и море вошло в свои берега.

Молодому Бартини не чужд был и азарт, и рискованность. Он со смехом вспоминал, как однажды, купаясь в компании с друзьями, среди которых была и одна из его поклонниц, неожиданно для самого себя вызвался прыгнуть с огромного, высотой около тридцати метров, плавучего крана. Все были уверены, что это шутка, и никто не стал его отговаривать. Но Бартини, не долго думая, прыгнул в воду, подплыл к крану и стал взбираться наверх. По мере подъема на высоту его начал охватывать страх. Затея действительно была опасной. Но пути назад уже не было. Темпераментный и самолюбивый итальянец не мог позволить себе бесславное отступление. Возбравшись на самый верх, вылез на стрелу и замер на ней. Страх сковывал его. Это продолжалось долго, минут 5-6. Наконец он решился и прыгнул «ласточкой». Внизу ахнули, а когда он, выдержав в процессе падения правильное положение тела, врезался в воду, как заправский прыгун, и потом вынырнул уже недалеко от берега, ему устроили настоящую овацию.

Следующая встреча Роберта Людвиговича с Таганрогом произошла в начале 1946года, т.е. только через шестнадцать лет после его перевода из Севастополя в Москву.

Арестованный в 1938 году и осужденный на 10 лет тюремного заключения за связь с Тухачевским и «шпионаж в пользу Муссолини», Р.Л. Барти-

ни весь свой срок, за исключением первого года, проведенного в подвалах и застенках Лубянки и Бутырки, работал в тюремном ЦКБ-29 НКВД. Здесь он разрабатывал проекты боевых военных самолетов, таких как «Р» и «Р-114». Но к концу войны он частично переключился на разработку военно-транспортных и гражданских самолетов. Роберт Людвигович первым из Главных конструкторов начал работать над созданием специальных транспортных самолетов, которые могли бы перевозить и даже десантировать с воздуха военную технику. Уже осенью 1944 года у него был готов проект магистрального транспортного самолета Т-117. Это был первый проект самолета, который мог перевозить внутри своего фюзеляжа легкие танки, грузовики, артиллерийские орудия и другую габаритную технику. Он же мог перевозить десантников, раненых, а также использоваться для перевозки пассажиров. Пока шла война, руководство ЦКБ-29 не выпускало этот проект на волю. Только весной 1946 года он был представлен в Министерство авиационной промышленности. После положительного заключения ВВС и ГВФ и ходатайства о необходимости постройки этого самолета от ряда таких выдающихся деятелей авиации, как Г.Ф. Байдуков, А.Д. Алексеев, И.П. Мазурук и др. проект был утвержден.

О нем доложили Сталину. И тут произошло совершенно беспрецедентное событие: Сталину проект так понравился, что он приказал осужденному за государственную измену Главному конструктору Бартини выделить любой, на его выбор, авиационный завод для немедленного строительства этого самолета. Сталин принял это решение ночью, и в ту же ночь Бартини отправили под охраной на самолете выбирать подходящий завод. Роберт Людвигович выбрал таганрогский завод им. Димитрова.

При заводе было организовано ОКБ-86, Главным конструктором которого был назначен заключенный Р.Л. Бартини. Из Омска, где во время войны находилось ЦКБ-29, группа таких же заключенных конструкторов, работавших с Бартини по его проектам, и все необходимые материалы были перебазированы в Таганрог, были наняты вольнонаемные сотрудники, и ОКБ-86 приступило к реализации проекта. Уже в июле 1946 года на заводе была начата постройка самолета Т-117. Затем Бартини здесь же приступил к созданию еще двух самолетов — Т-200 и Т-210.

Однажды, когда мы проезжали по северной, удаленной от моря части территории завода им. Димитрова, Бартини показал мне одноэтажное здание, в котором и находилось тюремное ОКБ. Рядом располагался тюремный корпус, окруженный колючей проволокой, в котором жили заключенные конструкторы и сам Главный конструктор. Роберт Людвигович рас-

сказывал, что каждое утро на работу, а вечером с работы, и по цехам тоже его водили под ружьем.

В течение 1946, 1947 и начала 1948 годов работы по этим самолетам шли вполне успешно как в ОКБ-86, так и на серийном заводе. Были закончены и запущены в производство рабочие чертежи самолета Т-117. Завод им. Димитрова развернул работы по подготовке, а потом и по строительству двух экземпляров этого самолета — первого летного самолета и экземпляра для статических испытаний. Простота конструкции и ее технологичность позволяли выдерживать высокие темпы строительства, и к началу 1948 года первый опытный самолет был готов на 80 — 85%. Уже начались подготовительные работы по его летным испытаниям.

Успешно велись и проектные работы по самолетам Т-200 и Т-210. Наряду с ними проводился комплекс экспериментальных работ по системе УПС. Была спроектирована и построена экспериментальная установка для отсоса пограничного слоя, которая была смонтирована в аэродинамической трубе Новочеркасского политехнического института. На этой установке была проведена целая серия испытаний моделей и натурных отсеков крыла с отсосом и получены очень интересные результаты. К концу 1947 года проект самолета Т-200 с вариантом Т-210 был закончен и представлен в МАП. После рассмотрения в экспертной комиссии министерства он был утвержден, рекомендован к постройке и по этому поводу вышло постановление Правительства. В конце 1947 года ОКБ-86 приступило к разработке рабочих чертежей этих самолетов, а завод им. Димитрова начал готовиться к их производству.

В первой половине 1948 года у Роберта Людвиговича закончился срок десятилетнего заключения. Он был освобожден из-под стражи и, продолжая быть Главным конструктором ОКБ-86, работал уже как вольнонаемный работник. Обстоятельства, казалось, складывались более или менее благополучно, как для дальнейшей судьбы уникальных самолетов, так и их создателя.

Т-117 был высокоплан с прямым крылом, двум двигателями АШ-73, трехстоечным шасси с носовым колесом и двухкилевым оперением (см. Рис. 16.1 и Фото 16.1, 16.2, 16.3).

Крыло состояло из большого центроплана с небольшим обратным поперечным V и консолей с прямым поперечным V. Под стыком центроплана с консолями размещались gondолы двигателей, а в них — основные ноги убирающегося шасси. Эта схема напоминала отработанную Робертом Людвиговичем еще на самолете “Сталь-7” схему “обратной чайки”, но только

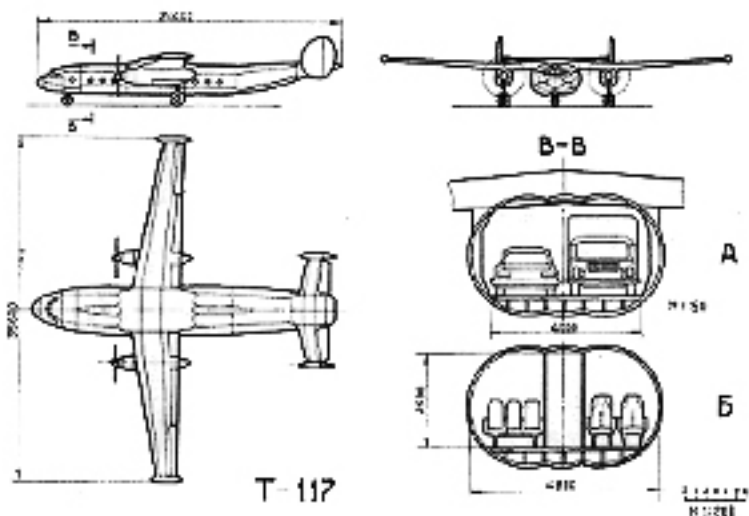


Рис. 16.1
Транспортный самолёт Т-117

А — грузовой вариант (негерметичная грузовая кабина); Б — пассажирский вариант (герметичная кабина).

не так ярко выраженную. На самолете Т-117 такая схема, обеспечивая необходимый безопасный клиренс винтов, позволяла получить сравнительно короткие для высокоплана стойки основных ног шасси. Крыло имело мощную механизацию задней кромки, что обеспечивало хорошие взлетно-посадочные характеристики. Но основной особенностью этого самолета был необычно широкий фюзеляж, поперечное сечение которого образовывалось пересекающимися окружностями диаметром около 3,1 м (“опрокинутая на бок сдвоенная восьмерка”). Наружная ширина этого сечения — 5м. Внутренние размеры сечения в зоне грузовой кабины с учетом конструкции шпангоутов и грузового пола составляли 2,5м по высоте и 4,8м по ширине. При этом чистая ширина пола равнялась 4м, а длина грузовой кабины — около 17м. При таком поперечном сечении силовой контур фюзеляжа с работающей обшивкой и набором стрингеров формировался тремя пересекающимися цилиндрическими поверхностями. Образование формы носовой части фюзеляжа происходило путем плавного сближения друг с другом боковых цилиндрических поверхностей и постепенного уменьшения их диаметра. При этом происходило вытеснение срединной цилиндрической поверхности и естественный переход к чисто овальному сечению. Поверхность хвостовой части фюзеляжа за грузовой кабиной формировалась



Фото 16.1
Самолёт Т-117 (рисунок). Вид спереди



Фото 16.2
Самолёт Т-117. Макет фюзеляжа. Размещение перевозимых десантников

только двумя уменьшающимися в диаметре боковыми цилиндрическими поверхностями, а ее поперечное сечение имело форму сплюснутого овала. Эта часть фюзеляжа, подрезанная снизу и приподнятая вверх, имела нижний грузовой люк, через который могла загружаться и выгружаться перевозимая техника и грузы. Удобству загрузки и выгрузки способствовало низкое расположение фюзеляжа и его грузового пола относительно земли (порядка 1,2 — 1,5 м по грузовому порогу). Проем большого грузового люка окаймлялся силовыми бимсами и закрывался створками, открывающимися внутрь фюзеляжа. Благодаря большой ширине и овальной форме поперечного сечения фюзеляж самолета Т-117 участвовал в создании подъемной силы, т.е. был «несущим» фюзеляжем. На сплюснутой задней

части хвостового фюзеляжного отсека размещался стабилизатор, а на его концах — два кили.



Фото 16.3

Макет фюзеляжа в пассажирском варианте

Олег Константинович Антонов когда-то писал, что при создании самолета Ан-22 «Антей» стояла сложная задача проектирования отсека с большим грузовым люком. Долго искали пути снижения нагрузок на этот отсек, чтобы обеспечить его прочность. И вот как-то во сне к нему пришло решение сделать оперение этого самолета двухкилевым с выносом вперед крепящихся на стабилизаторах килей (такое решение обеспечивало также защиту оперения от флаттера). Олег Константинович рассматривал этот случай, как счастливую находку. А ведь почти за 20 лет до этого Роберт Людвигович применил на самолете Т-117 двухкилевое оперение с установкой килей на консолях стабилизатора именно с целью снижения крутящего момента от оперения на разрезанный большим грузовым люком хвостовой отсек фюзеляжа с одновременным решением проблемы флаттера оперения.

Самолет Т-117 предназначался для использования в двух вариантах: в грузовом и в пассажирском.

В пассажирском варианте фюзеляж выполнялся герметизированным. Для этого внутри кабины по линиям пересечения боковых цилиндрических поверхностей с центральной поверхностью устанавливались или ряд стяжных стоек, и тогда весь внутренний объем превращался в единую пассажирскую кабину с широким центральным проходом, или стенки, образующие центральный коридор и две отдельные боковые пассажирские кабины.

При такой конструкции цилиндрические участки наружных поверхностей могли выдерживать внутреннее давление, как и стенки круглого фюзеляжа, нагружаясь только касательными силами. Герметизировалась передняя и центральная части фюзеляжа. Хвостовая люковая часть оставалась не герметичной. В зоне грузового порога устанавливалась гермоперегородка с дверью. На нижней части хвостового отсека вместо створок грузового люка выполнялся люк-трап, по которому производилась посадка и высадка пассажиров. Пассажирская кабина оборудовалась туалетом, буфетом, багажником, помещением для бортипроводника. Было несколько вариантов перевозки пассажиров:

- Вариант на 80 пассажиров, в котором по обе стороны центрального прохода устанавливались строенные блоки кресел с шагом около 0,9м.
- Вариант на 42 пассажира, когда устанавливались более комфортабельные просторные кресла с большим шагом по два на каждом борту кабины.
- Вариант «люкс» на 16 пассажиров, которые размещались в 12 отдельных одно- и двухместных купе, расположенных по обе стороны центрального коридора.

В санитарном варианте в герметизированной кабине могли перевозиться 60 раненых на носилках, а в десантном варианте — 80 полностью экипированных десантников на специальных сидениях.

В грузовом варианте использования самолета фюзеляж не герметизировался, и кабина не имела ни стоек, ни стенок, ни гермоперегородки. Грузовое помещение длиной в 17метров могло вмещать одновременно 6 автомобилей, установленных и зашвартованных в два ряда на широком грузовом полу, или до 110 десантников на десантных сидениях, установленных вдоль бортов и по центру грузовой кабины.

На этом самолете было много различных технических новшеств. В частности, была разработана и внедрена конструкция монококовой конической моторамы, обеспечивающая доступ к работающему двигателю. Был разработан ряд устройств для облегчения эксплуатации двигателей в зимних условиях, были применены оригинальные термические противообледенительные устройства в крыле и в оперении, разработана новая конструкция мягких топливных баков и многое другое.

При постройке этого самолета был впервые применен разработанный Робертом Людвиговичем метод аналитико- шаблонного бесплазового производства, при котором вся поверхность самолета задается аналитическим уравнением.

Проект самолета Т-117, как и все без исключения проекты Главного конструктора Бартини, намного опережал свое время, как по своей концепции, так и по техническому воплощению. На этом самолете были впервые в отечественном, да, наверное, и в мировом самолетостроении применены основные компоновочные и конструктивные решения, ставшие неотъемлемыми характерными признаками специализированных транспортных самолетов всех последующих поколений, вплоть до суперлайнеров сегодняшнего дня. Такими являются:

- схема высокоплана,
- большая грузовая кабина с широким грузовым полом,
- низкое расположение фюзеляжа и грузового порога относительно земли,
- приподнятая, подрезанная снизу хвостовая часть фюзеляжа,
- большой грузовой люк в нижней части хвостового отсека фюзеляжа.

Самолет Т-117 был первым прообразом современных широкофюзеляжных самолетов.

Работая над транспортными самолетами, Роберт Людвигович ввел в практику оценки качества их проектирования специальный коэффициент, который выражается отношением площади грузового пола к площади крыла. Конечно, этот коэффициент не учитывает очень многих факторов, характеризующих специфические качества транспортного самолета, Поэтому он не может претендовать на универсальность и тем более не может являться определяющим критерием. Однако этот коэффициент в определенной мере характеризует потенциальные транспортные возможности самолета. Его можно условно назвать «коэффициентом полезного действия конструкции транспортного самолета». Он дает представление о степени технического совершенства воздушного транспортного средства, показывает, насколько полно конструкция самолета отвечает его предназначению. В таблице 16.1 приведены значения этого коэффициента для различных транспортных самолетов.

Из таблицы видно, что самолет Т-117 превосходит по значению этого коэффициента практически все известные, в том числе и самые современные, отечественные специализированные транспортные самолеты, а также такие американские военно-транспортные самолеты, как С-141, С-5А, С-17, и уступает только современным пассажирским самолетам последнего поколения. Учитывая, что проект самолета Т-117 был выполнен в 1944 году, когда у нас в стране транспортной авиации (кроме самолета Ли-2) еще вообще не существовало, и опыта по ее созданию не было абсолютно никакого, можно только удивляться и восхищаться талантом и прозорливостью Главного конструктора Бартини.

Параллельно с выпуском рабочих чертежей и постройкой самолета Т-117 Роберт Людвигович и весь состав ОКБ-86 усиленно работали над созданием еще одного, но уже более тяжелого специализированного десантно-транспортного самолета, который получил наименование Т-200 (Рис. 16.2 и Фото 16.4).

Таблица 16.1

Тип самолета	Взлетный вес в тоннах	Площадь крыла в кв.м., (S)	Площадь гру- зового пола в кв. м, (F)	F/S
Т-117	22 — 25	128	66,6	0,52
Ан-8	38	128	39,6	0,34
Ан-12	54	130	40,6	0,31
Ан-22	250	330	145	0,44
Ан-26	24	74,98	34	0,45
Ан-72	34	98,6	22,5	0,23
Ан-124	405	657	240	0,365
Ан-70	132	206,7	76,4	0,37
Ил-76	157	338	123	0,36
С-141В	156	300	66,3	0,22
С-5А	350	576	213,5	0,37
Боинг-727	86	158	100	0,63
Боинг-747-100	322	511	308	0,6
L-1011-1	195	321	215,7	0,67
ДС-10-10	195	358	237	0,66
ДС-10-30	256	368	237	0,64
А-300В	137	260	209	0,8

Это был высокоплан с очень широким большой емкости несущим фюзеляжем, поперечное сечение которого имело форму овала, а продольные обводы образованы крыльевым профилем. Задняя кромка этого профиля, размещенная между двумя хвостовыми балками фюзеляжа, раскрывалась вверх и вниз и образовывала хвостовой грузовой люк размерами 5м по ширине и 3м по высоте. Нижняя створка этого люка представляла собой силовую рампу, по которой в самолет загружалась перевозимая техника и грузы, и с которой производился сброс грузов при воздушном десантировании. На концах хвостовых балок сверху крепилось трехсекционное горизонтальное

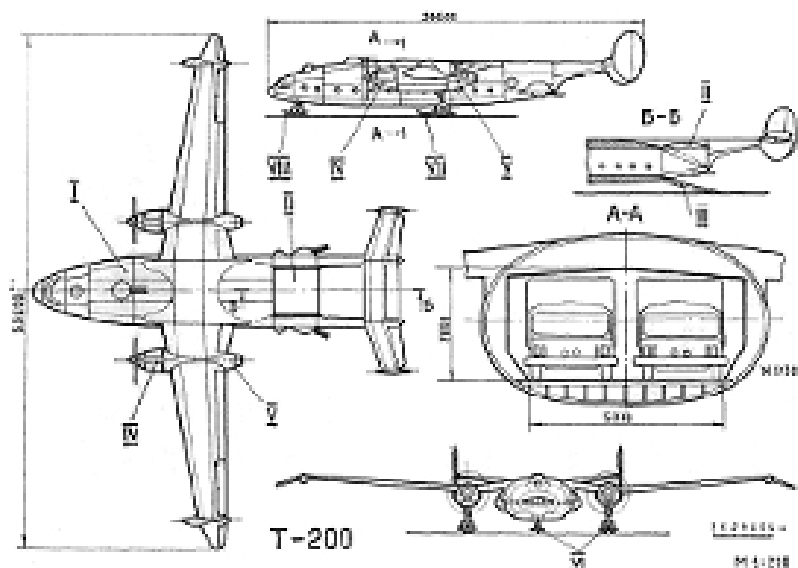


Рис. 16.2
Военно-транспортный самолёт Т-200

I — широкий фюзеляж с широким несущим профилем; II — верхняя створка грузового люка; III — грузовая рампа; IV — поршневой двигатель АШ;
V — турбореактивный двигатель РД-45; VI — лыжно-колёсное шасси;
VII — основная грунтовая лыжа; VIII — передняя рулевая грунтовая лыжа.



Фото 16.4
Самолёт Т-200 (рисунок). Вид в полёте

оперение с двумя разнесенными киями, а снизу устанавливались дополнительные килевые шайбы. Прямое крыло с расширенным центропланом, имеющим небольшое отрицательное поперечное V , и консолями большого удлинения было снабжено механизацией задней кромки и отогнутыми вниз законцовками. Силовая установка самолета была комбинированной и состояла из двух типов двигателей — двух поршневых звездообразных четырехрядных двигателей АИШ по 2800 л.с., которые были в то время еще в разработке, и двух турбореактивных двигателей РД-45 по 2270 кг тяги. Двигатели устанавливались попарно в двух гондолах, которые размещались на крыле по стыку центроплана с консолями. В носовой части каждой мотогондолы располагался поршневой двигатель с тянущим винтом, а в хвосте — турбореактивный. Его выхлопное сопло выходило на задний обрез гондолы, а раздвоенный воздухозаборник размещался по двум ее бортам. В мотогондолах устанавливались и основные убираемые в полете ноги колесно-лыжного трехстоечного шасси с грунтовыми лыжами, разработанного Робертом Людвиговичем специально для этого самолета с целью обеспечения его высокой проходимости по грунтовым аэродромам. Передняя нога шасси с управляемым колесом и лыжей крепилась и убиралась в нишу под кабиной экипажа.

С целью получения большей дальности полета и улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета Т-200, параллельно разрабатывался вариант этого самолета с системой управления пограничным слоем крыла. Этот вариант получил наименование Т-210. Система УПС предусматривала отсос пограничного слоя с поверхности крыла через специальные продольные щели в обшивке. Для этого на крыле самолета Т-210 были применены разработанные Робертом Людвиговичем дозвуковые аэродинамические профили, приспособленные под отсос, а конструкция крыла предусматривала систему воздушных каналов, отводящих воздух от щелей в обшивке к турбореактивным двигателям силовой установки.

Уже такая короткая характеристика показывает, что самолет Т-200, так же, как и Т-117, был для того времени совершенно выдающимся, не имевшим аналогов, образцом транспортного самолета, постройка которого позволила бы еще в первые послевоенные годы совершить качественный скачок в области десантно-транспортной авиации нашей страны.

Катастрофа разразилась совершенно неожиданно.

В один из дней на завод пришел приказ лично Сталина: работы по самолетам Т-117 и Т-200 прекратить, а ОКБ-86 расформировать. Как и все указания Великого Вождя, эта команда была выполнена быстро, четко, с

особым рвением. Оборудование и документация были уничтожены, а оба почти готовых самолета Т-117 были раздавлены танками на окраине летного поля, останки их разрезаны автогеном и отправлены на металлолом. Чудом уцелели лишь контрольные копии рабочих чертежей в архиве ОКБ-86.

С самим ОКБ-86 расправились так же быстро. 30 наиболее опытных конструкторов из числа заключенных, срок которых закончился, перевели в ОКБ Г.М. Бериева, остальных отправили досиживать сроки, а вольнонаемных уволили.

После закрытия ОКБ-86 Роберт Людвигович, лишенный на пять лет гражданских прав, на целых три с половиной года оказался безработным. Только в 1952 году, еще до полной реабилитации, его направили в Новосибирск в СибНИИ, где он получил должность начальника отдела перспективных схем. Где он был, что делал, чем жил эти три с половиной года? В свое время я не поинтересовался этим у Роберта Людвиговича, а теперь точно установить это очень трудно. Очевидно, как человек, лишенный гражданских прав, он не имел возможности самостоятельно уехать из Таганрога, и вынужден был жить в этом когда-то любимом им городе. А вот что делал и чем жил — мне не известно. Г.С. Панатов в своей статье [31] говорит, что в это время он «числился» Главным конструктором ОКБ Г.М. Бериева. Я этому поверить не могу: не те отношения были между ними, чтобы Бериев принял в свое ОКБ Бартини, и не такой человек был Бартини, чтобы просто где-то «числиться». Возможно, МАП формально числил его в ОКБ только для того, чтобы он мог где-то получать зарплату, а по существу он действительно был безработным...

Что же произошло, почему вдруг оказались отвергнутыми его успешные проекты? Роберт Людвигович рассказывал, что как будто формальным поводом для прекращения работ по Т-117 явилось применение на нем двигателей АШ-73, которые ставились в то время на бомбардировщиках ТУ-4 (четырехмоторных самолетах, полностью скопированных с американских В-29). Будто бы кто-то из приближенных Сталина доложил ему, что, мол, этот неблагонадежный Бартини вздумал поставить на свой транспортник двигатели, которых сегодня и так не хватает для стратегических бомбардировщиков, что этим он покушается на обороноспособность страны. Это была абсолютная чушь. Ведь именно в эти годы, на том же таганрогском заводе этот двигатель беспрепятственно применялся на новом противолодочном самолете Бе-6, создаваемом Г.М. Бериевым, и С.В. Ильюшин устанавливал этот двигатель на своем первом неудачном варианте чисто пассажирского самолета Ил-18.

Между тем, предложение Роберта Людвиговича было выгодно. При ближайшей перспективе замены на бомбардировщиках поршневых двигателей реактивными, эти еще очень хорошие и уже освоенные в серийном производстве двигатели становились ненужными. Предлагаемое Бартини их дальнейшее использование давало большую экономию средств и времени на обеспечение двигателями транспортной авиации. Более того, отстаивать самолеты Бартини пытались командование ВВС и руководство ГВФ. Однако Сталин поверил (или сделал вид, что поверил) в услужливо предложенную ему нелепую версию.

Но, как потом узнал Роберт Людвигович, у этой истории был другой подтекст. Его разработки имели несчастье составить реальную конкуренцию самолету Ил-12, построенному в 1945 и запущенному в серию в 1946 году. Этот самолет должен был заменить Ли-2 (ДС-3) — единственный транспортник, на котором в годы войны выполнялась основная масса и грузовых перевозок, и десантных операций, и пассажирских рейсов. По своей конструкции и летно-техническим данным Ил-12 был как бы несколько обновленным вариантом самолета Ли-2 и не представлял собой ничего нового.

В таблице 16.2 показаны сравнительные данные Ил-12 и Т-117.

Самолет Т-117 превосходил самолет Ил-12 по всем техническим параметрам:

- Его весовая отдача была значительно выше (0,53 против 0,36), что говорило о более совершенной конструкции.
- Максимальная скорость была на 133 км/ час больше.
- Он мог перевозить почти в три раза больше пассажиров (80 против 32-27), в два с половиной раза больше десантников при посадочном десантировании (110 против 44), в два и три десятых раза больше парашютистов (80 против 38), в два с лишним раза больше раненых (60 на носилках против 27 посадочных), в два с половиной раза больше коммерческой нагрузки (8800кг. против 3500кг.).
- В пассажирском, санитарном и десантном вариантах у него была герметизированная кабина, что создавало для перевозимых людей гораздо более комфортные условия и позволяло летать на больших высотах, делая его недостижимым для зенитного огня.
- Его необычно широкая для того времени грузовая кабина и хвостовой люк позволяли перевозить габаритную самоходную технику, чего самолет Ил-12 вообще не мог делать.

Конечно, такой конкуренции при честном соперничестве самолет Ил-12 выдержать не мог. Зато Ильюшин пользовался особой благосклонностью самого Сталина и возможностью лично докладывать ему...

			Ил-12	Т-117
Год выполнения проекта			1943	1944
Год выпуска			1946	-
Масса	Взлетная		17250 кг. (ограниче- ние до 16100)	22000-25000 кг.
	Пустого		11000 кг.	11800 кг.
Весовая отдача			0,36(0,32)	0,46-0,53
Максимальная скорость на высоте			407 км/час	540 км/час
Дальность полета			1500 км. (27 пас.)	1600 км. (42 пас.)
Практический потолок			6500 м.	12000 м.
Грузовой ва- риант	Габариты грузовой кабины	Длина	10,7	17,0
		Ширина	2,8 м.	4,8 м.
		Высота	1,9 м.	2,5 м.
		Ширина пола	2,1 м.	4,0 м.
	Коммерческая нагрузка		3500 кг.	8800 кг.
	Перевозка самоходной техники		-	6 автомобилей
Пассажирский вариант	Количество пассажиров		27-32 (ограничение до 21)	16-80
	Коммерческая нагрузка		2620 (ограничение до 1722)	1312-6560
	Герметизированная кабина		-	+
Десантный вариант	Количество парашютистов		38	80
	Количество посадочных десан- тников		44	110
Санитарный вариант	Количество раненых		27 сидячих	60 на носилках

А чтобы хоть как-то успокоить военных, для которых запрет на Т-117 был действительно потерей, С.В. Ильюшин предложил создать десантный планер с большими габаритами фюзеляжа и с грузоподъемностью в 7000кг. В 1950 году несколько таких планеров, получивших название Ил-32, было построено. Но дальше, как об этом говорил Роберт Людвигович, произошел настоящий конфуз — планеры эти практически нечем было поднимать в воздух и буксировать. Историю с планерами быстро замяли, а потом и забыли. Никому не нужные планеры были брошены на аэродроме, где потихоньку сгнивали, а страна надолго осталась без десантно-транспортной авиации и уникальных самолетов Т-117, Т-200 и Т-210.

Только в 1954 году, т.е. через 10 лет после создания проекта Т-117, Олег Константинович Антонов начал проектировать специализированный военно-транспортный самолет для перевозки и десантирования крупных грузов и техники. Это был самолет Ан-8. При его-то проектировании и использовались чертежи фюзеляжа самолета Т-117, любезно присланные Робертом Людвиговичем по просьбе Олега Константиновича. Этот самолет, так же, как и следующий транспортный самолет О.К. Антонова Ан-12, построенный в 1957 году и ставший на долгое время основным самолетом ВТА и ВДВ, существенно уступали самолету Т-117 по габаритам грузовой кабины. И только в 1965 году, т.е. через 21 год после создания проекта Т-117, был построен самолет Ан-22 с большими размерами грузовой кабины и с большими транспортными возможностями.

Другой пример. Вслед за проектом самолета Т-117 Бартини в 1945 году был разработан проект чисто пассажирского самолета на 32- 34 пассажирских места, получившего наименование Т-107. Это был среднеплан взлетным весом 19000кг с двигателями АШ-82ФН, с двухпалубным герметизированным фюзеляжем и трехкилевым оперением. На прямом крыле с расширенным центропланом были установлены две мотогондолы, в которые убирались основные стойки трехколесного шасси с носовым колесом (см. Рис.16.3 и Фото 16.5).

Хвостовое оперение состояло из стабилизатора и трех килей, один из которых был центральным и крепился на фюзеляже, а два других устанавливались в виде килевых шайб на концах стабилизатора.

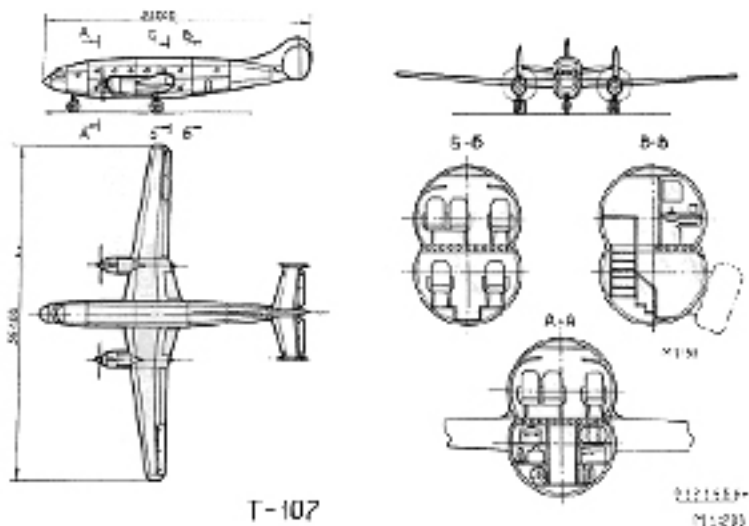


Рис. 16.3
Пассажирский самолёт Т-107



*Фото 16.5
Самолёт Т-107(рисунок). Вид в полёте*

Основной особенностью этого самолета, так же, как и самолета Т-117, был фюзеляж. Его поперечное сечение по миделю представляло собой «восьмерку», образованную двумя пересекающимися окружностями диаметром 2,9м, но в отличие от Т-117, вертикальную, а не горизонтальную. В носовой и хвостовой частях фюзеляжа «восьмерка», плавно уменьшаясь в размерах, переходила в овал. По линиям пересечения цилиндрических поверхностей, образованных окружностями поперечного сечения, устанавливалась палуба, разделяющая фюзеляж на верхнюю и нижнюю кабины, каждая из которых представляла собой замкнутый контур, способный легко выдерживать внутреннее давление.

Подобная схема фюзеляжа с поперечным сечением, образованным пересекающимися окружностями по форме «восьмерки», стала применяться на пассажирских самолетах фирм Боинг, Дуглас и Локхид только через 15 лет после Роберта Людвиговича. Американцы называли такую схему «double-bubble» («двойной пузырь»). По такой схеме были построены самолеты С-97 «Стратокрузер», «Констетьюшн», ДС-8, Боинг 707, Виккерс-«Вангард», Виккерс VC-10 и некоторые другие.

Верхняя кабина самолета Т-107 была чисто пассажирской. В ней размещалось восемь рядов пассажирских кресел с шагом 0,9м по три кресла

в каждом ряду (слева — одинарное кресло, справа — блок из двух кресел). Нижняя кабина, разделенная центропланом крыла на две половины, была грузопассажирской. Передняя половина использовалась как грузовое и багажное помещение, для чего на левой стороне перед центропланом был выполнен большой бортовой грузовой люк, а на правой стороне, сразу за кабиной пилотов — дверь для экипажа. В задней половине располагалась нижняя пассажирская кабина на 8-10 пассажиров, в которой устанавливались 4 или 5 рядов кресел по два кресла в каждом ряду (по одному одинарному креслу у каждого борта). Высота центрального прохода между креслами в верхней кабине — 1,85 м, а в нижней — 1,8 м. В задней части нижней кабины по левому борту была пассажирская дверь и нижний вестибюль. Из вестибюля был вход в нижнюю пассажирскую кабину и в небольшой задний багажник, а также пассажирский трап на верхнюю палубу. В хвостовой части верхней кабины размещался верхний вестибюль, туалет и задний технический отсек. В передней части верхней кабины помещался буфет и рабочее место бортпроводника. Участок нижней кабины под центропланом был отведен под центральный технический отсек.

Этот проект был утвержден в МАПе и самолет Т-107 рекомендован к постройке в 1945 году. Однако строительство его не состоялось, т.к. в это время уже строился первый экземпляр самолета Ил-12. И опять же, предпочтение было отдано самолету Ил-12, хотя он по своим летно-техническим данным, по удобству для пассажиров и по техническому совершенству значительно уступал самолету Т-107.

Впрочем, к этому времени Бартини уже имел «честь» уступать дорогу более влиятельным Главным. Первым, кто познакомил его с подобным опытом, стал всемогущий А.С.Яковлев.

Еще работая в НИИ ГВФ, Роберт Людвигович в 1933-1934 годах спроектировал скоростной пассажирский самолет «Сталь-7». В 1934 году проект был утвержден, а в 1936 году в ЗОК НИИ ГВФ построен единственный экземпляр этого самолета.

Это был двухмоторный самолет с двигателями М-100 на 12 пассажирских мест. Его крыло с большим центропланом и очень большим сужением было выполнено по типу ярко выраженной «обратной чайки» (см. Рис. 16.4 и фото 16.6 и 16.7, 16.8).

В гондолы двигателей, установленные в местах перегиба крыла по стыку центроплана с консолями, убирались очень короткие основные стойки шасси с хвостовым колесом. Оригинальной была форма фюзеляжа и его соединение с крылом. Поперечное сечение фюзеляжа представляло со-

бой треугольник с основанием внизу и с плавно заovalенными вершинами. Крыло соединялось с фюзеляжем по схеме среднеплана, но лонжероны центроплана, имеющие большую строительную высоту, не пронизывали фюзеляж, как у обычных среднепланов, а замыкались на кольцевых рамах силовых шпангоутов. При этом нижние пояса лонжеронов проходили через фюзеляж немного выше уровня пола кабины, а верхние образовывали арку над центральным проходом. При такой конструкции пассажирская кабина имела сквозной проход по всей длине фюзеляжа, по обе стороны которого размещались по шесть одинарных пассажирских кресел (см. фото 16.9).

Кабина пилотов была двухместной с поперечным размещением летчиков. В задней части пассажирской кабины по левому борту был установлен туалет, а по правому — входная пассажирская дверь.

Схема самолета обеспечивала высокую безопасность при вынужденной посадке, сравнительно малый мидель фюзеляжа при значительной его вместимости и хорошую весовую отдачу.

Самолет «Сталь-7» показал очень хорошие летно-технические качества, на нем был установлен рекорд скорости полета на дальности более 5000 км. Однако в серию самолет запущен не был.

Если его сравнить с пассажирским самолетом АНТ-35 на 10 посадочных мест, который в том же 1936 году был построен в ОКБ А.Н.Туполева на базе скоростного бомбардировщика СБ и потом выпускался серийно, и

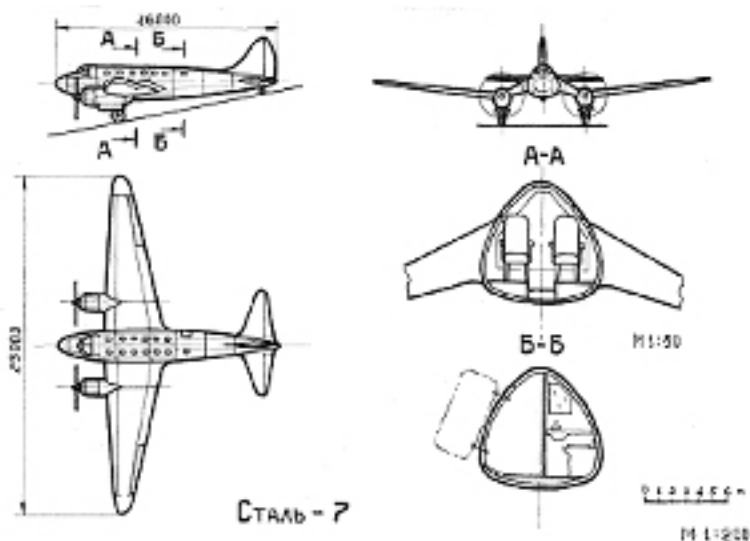


Рис. 16.4
Пассажирский самолёт «Сталь-7»



Фото 16.6
Самолёт «Сталь-7». Вид спереди



Фото 16.7
Самолёт «Сталь-7». Вид спереди



Фото 16.8
Самолёт «Сталь-7». Вид сбоку

с самолетом Ли-2, который с 1938 года начал строиться серийно под обозначением ПС-81, а потом стал почти единственным пассажирским самолетом периода 1938-1945 годов, то можно увидеть (см. Таблицу 16.3), что самолет «Сталь-7» по основным летно-техническим данным превосходит эти самолеты.

У него, при очень близких геометрических и энергетических параметрах с этими самолетами, существенно большая для того времени скорость полета (450 км/час против 375км/час у АНТ-35 и 320км/час у Ли-2) и значительно, рекордно большая дальность полета (5000км. против 1200-2000км у АНТ-35 и 1100-2500км. у Ли-2). Такая дальность обеспечивалась высокой весовой отдачей конструкции (0,33-0,56 против 0,29 у АНТ-35 и 0,276 у Ли-2).

«Сталь-7» обгонял свое время. По скорости и, особенно, по дальности полета он вырывался из ряда средних технических данных, на то время признанных нормой.

В 1938 году Роберт Людвигович был арестован, а на базе самолета «Сталь-7» путем очень незначительных доработок был создан дальний бомбардировщик ДБ-240. При этом сам Бартини выступал в роли консультанта. Но назван самолет был не именем Бартини, а именем В.Г. Ермолаева, ставшего Главным конструктором после ареста Роберта Людвиговича. Этот самолет Ер-2 получил отличную оценку в войсках благодаря уникальной для того времени дальности в 5000 км. Участвовал в бомбардировках Берлина в первые месяцы войны с подмосковных аэродромов, имел скорость до 500 км/час, потолок 7700м, выпускался серийно в нескольких модификациях и широко применялся в авиации дальнего действия. Никаких упоминаний о Бартини как об авторе этого самолета никогда не было.

Окончательный приговор самолету «Сталь-7» был вынесен в один из дней 1944 года. Роберт Людвигович рассказывал об этом со слов какого-то очень уважаемого им человека и в подлинности их не сомневался.

В течение всей войны любые пассажирские перевозки и даже спецрейсы, в том числе и перелеты самого Сталина, выполнялись на самолетах Ли-2, которые ни по скорости, ни по дальности, ни по удобству для пассажиров не соответствовали потребностям. Сталина такое положение не устраивало. Однажды он попросил Яковлева разобраться, нельзя ли на базе самолета Ер-2, о котором он знал, как о самом дальнем бомбардировщике, построить пассажирский самолет на 10-12 человек с дальностью до 5000 км. Яковлев доложил ему, что это нецелесообразно, что не стоит приспособливать под это бомбардировщик, что лучше построить совсем новый специально пассажирский самолет. Сталина ответ не удовлетворил. Он еще раз попросил проанализировать его просьбу. Но на это от Яковлева



*Фото 16.9
Самолёт «Сталь-7». Макет
пассажирской кабины*

и от поддержавшего его наркома А.И. Шахурина опять последовал ответ, что строить нужно новый самолет. И при этом ни слова не было сказано Вождю Народов о том, что именно такой самолет, какой ему сейчас нужен, уже давно прошел испытания, что организовать его производство не представляет никакого труда и что этот самолет — «Сталь-7», на базе которого и создан самолет Ер-2.

Таблица 16.3

		АНТ-35	Ли-2	Сталь-7
Год проекта			1937	1933-1934
Год постройки		1936	1939	1936
Двигатели	Марка	М-85	АПШ-62ИР	М-100 М-103
	Мощность л.с.	800	1000,840	760-800
	Количество	2	2	2
Длина, м.		14,95	19,65	16,0
Размах крыла, м.		20,8	28,81	23,0
Площадь крыла, м.кв.		57,8	91,7	72,0
Масса, кг	Пустого	4710	7750	4800
	Топлива + масла	690	1320	6000
	Полной нагрузки	1910	2950	2400-6200
	Полетная	6620	10700	7200-11000
Удельная нагрузка	На крыло	114	117	100-153
	На мощность	4,1	6,4	4,7-6,4
Массовая отдача		0,29	0,276	0,333-0,563
Скорость, км/час	У земли	350	320	417
	На высоте	376	320	450
	Посадочная	95	108	90
Дальность полета, км.		1200-2000	1100-2500	5000
Количество пассажиров, чел.		10	14 — 21	12
Потолок практический, км		8500	5600	10000

Любопытно, для Ильюшина Бартини по крайней мере, как мы видели, был прямым конкурентом, интересы же Яковлева непосредственно с Бартини не пересекались. Зато Яковлев очень хорошо видел его масштаб и потенциал, способный составить конкуренцию не только в отдельных проектах, но именно в установлении стандартов и направлений общего развития советской авиации. А этого было вполне достаточно, чтобы вызвать соответствующую защитную реакцию советника самого Сталина, наибо-

лее приближенного и обласканного Главного конструктора, в военные и первые послевоенные годы заместителя министра авиапрома Яковлева.

И у него, как и многих других советских руководителей отрасли, были все основания опасаться Бартини именно с этой стороны. Он покушался на основы! На протяжении всей своей конструкторской деятельности, начиная буквально с 1930 года, Роберт Людвигович постоянно выступал перед руководителями страны и промышленности с предложениями по совершенствованию организации научно-исследовательских, экспериментальных и опытных работ в авиации, а также её серийного производства.

По мнению Бартини, монопольное положение Главных конструкторов не способствовало прогрессу авиационной техники. Зависимость развития целого ряда направлений в авиастроении от творческих и организационных способностей, технического мировоззрения, общего культурного, общеобразовательного и морального уровня одного-единственного «непогрешимого» и обладающего неограниченной властью Главного конструктора ОКБ приводит к неизбежному техническому застою в отрасли. В то же время существование независимых от опытных организаций и работающих только по указаниям министерства серийных заводов, руководители которых в условиях плановой экономики не заинтересованы в постоянном совершенствовании выпускаемой продукции, тормозит необходимый естественный процесс непрерывного обновления авиационной техники, чем искусственно задерживает прогресс.

Добиваясь новых форм управления процессом создания самолётов, Бартини предлагал следующую организационную схему:

- Опытные конструкторские бюро определённого направления должны быть объединены с серийными заводами этого же направления в единые научно-конструкторско-производственные комплексы, работающие по полному циклу: проведение поисковых исследований, проектирование, постройка и доводка новых опытных самолётов и строительство необходимых серийных партий этих самолётов в соответствии с полученными заказами.
- В каждом из этих комплексов должно быть по несколько самостоятельных Главных конструкторов, работающих параллельно, каждый по своей тематике, а руководить всем коллективом должен директор-администратор, не имеющий никакого отношения к авторству по разрабатываемым темам.

Как мы видим, эти предложения, сформулированные ещё в далёкие тридцатые годы прошлого века, во всём совпадают с системой, по которой

работают самые современные иностранные авиационные фирмы. Мировая практика показала, что именно такая схема существенно расширяет производственные возможности как опытного, так и серийного производства, позволяет сосредотачивать максимум средств и усилий на наиболее важных объектах разработки в каждый конкретный период времени. Именно эта схема, разгружая Главных конструкторов от административных обязанностей и обеспечивая им равные производственные возможности, создаёт условия для наиболее полной творческой отдачи и здоровой технической конкуренции. Стимулируя работу всех подразделений комплекса на единый конечный результат и заинтересовывая в этом результате всех работников, эта схема обеспечивает максимальную производительность труда и создаёт объективные условия для непрерывного совершенствования.

Сегодня, пожалуй, можно признать, что предлагать такие вещи советскому руководству в те времена мог только наивный человек. Но Бартини с его происхождением, культурой и биографией был лишь дальновиден, честен и принципиален.

Для меня было очень удивительным узнать, что Роберт Людвигович, оказывался совершенно беззащитным перед бюрократической системой управления промышленностью. Она всегда удивляла, возмущала, а иногда обезоруживала и даже подавляла его. Он так и не смог привыкнуть к ней, принять её как неизбежное зло и постараться приспособиться к ней. И каждый раз, когда наша дремучая, суровая реальность подставляла ему очередную подножку, он искренне удивлялся, огорчался, но тактику своих действий не менял, по-прежнему рассчитывая на обязательную победу здравого смысла, здоровой логики, целесообразности и общей пользы.

Его деликатность воспринималась некоторой частью чиновников, как слабость, неуверенность в своих силах. Формировалось мнение о нём, как о «непробивном», а следовательно, невлиятельном и неперспективном Главном конструкторе, который по этой причине не пользуется должным уважением у начальства и которому можно безнаказанно ставить любые палки в колёса.

Будучи общепризнанным генератором уникальных идей, Роберт Людвигович с явным удовольствием щедро раздавал их направо и налево. На этих идеях и при его активной поддержке десятки людей защищали кандидатские и докторские диссертации, часто в своих работах даже не упоминая его имени. А еще в окружении Роберта Людвиговича постоянно появлялись какие-то не совсем порядочные личности, которые, присваивая его идеи, пользуясь его именем и принадлежностью к его команде, осуществляли за

его спиной свои карьеристские планы. Такие «прилипалы» сопровождали Роберта Людвиговича на протяжении всей его деятельности, но успеху ее отнюдь не способствовали.

Роберт Людвигович сам был совершенно равнодушен к учёным степеням, научным званиям, почётным титулам и прочей, как он любил говорить, «мишуре и дребедени». Когда однажды при мне его помощники по филиалу предложили начать работу по подготовке материалов и необходимых документов для избрания его членом Академии наук и присвоения ему степени доктора технических наук, что в то время можно было легко сделать по методу «совокупности работ» без защиты диссертации, Роберт Людвигович категорически отказался. Сказав только: «Зачем мне это? Я что, после этого буду больше знать и уметь?» Его негативное отношение ко всей этой научной атрибутике определялось, как мне кажется, ещё и отрицательным опытом его взаимоотношений с некоторыми «деятелями» от науки, которые доставляли ему в течение всей его жизни очень много неприятностей. Роберт Людвигович презирал таких людей, и неприязнь к ним непроизвольно переносил и на связанные с ними звания и степени, которыми они пытались прикрыть от общественности своё интеллектуальное убожество.

Особую неприязнь Роберт Людвигович испытывал к научной цаговской верхушке, которой было доверено представлять официальную авиационную науку в области аэродинамики, быть законодателями и высшими арбитрами в советском самолётостроении. Именно усилиями этих людей вместе с чиновниками нашего министерства и военного заказчика была в первые послевоенные годы сформирована, а к концу пятидесятых — началу шестидесятых годов введена в практику порочная стратегия так называемого паритета, выражающаяся в бездумном повторении образцов зарубежной техники. Именно усилиями этих людей душились оригинальные предложения многих Главных конструкторов, отвергались многие проекты новых самолётов, если за рубежом не было аналогичных конструкций.

Роберт Людвигович не доверял руководящей научной верхушке ЦАГИ, подвергал сомнению все официальные документы, подписанные ими. По этой причине всегда требовал, чтобы в обработке результатов экспериментов, проводимых в ЦАГИ, в составлении отчётов и в написании текста заключений по ним в обязательном порядке принимали непосредственное участие наши специалисты. Во избежание искажений, а то и прямой фальсификации результатов. Чтобы так считать, у него, как он говорил, были очень веские основания и горький опыт. Однажды, когда зашёл очередной разговор на эту тему, Роберт Людвигович порылся в ящиках стола, вынул из

одной старой папки какой-то документ и положил его передо мной со словами: «Вот свидетельство позора наших цаговских учёных и всей их науки! Как после этого можно им доверять и относиться к ним с уважением?!»

Передо мной лежала фотокопия официального заключения ЦАГИ на предложенную Робертом Людвиговичем схему и аэродинамическую компоновку сверхзвукового крыла для тяжёлого дальнего самолёта с так называемой «оживальной» формой в плане и специальной профилировкой, обеспечивающей постоянство положения аэродинамического фокуса на дозвуковом и сверхзвуковом режимах полёта. Это крыло было разработано, теоретически обосновано, а потом и отработано экспериментально во время работы Роберта Людвиговича в СибНИА в период 1953-1955 годов, т.е. за десять с лишним лет до появления аналогичной схемы на франко-английском «Конкорде» и на туполевском Ту-144. Я не помню дословно текста этого документа, но смысл его заключается в том, что цаговская наука напрочь отвергала даже возможность создания такого крыла, его идею признавала лженаучной, а автора предложения обвиняла чуть ли не в шарлатанстве. Подписал этот легендарный документ от имени института академик Струминский. Не знаю, сохранился ли где-нибудь подлинник этого документа. Думаю, что тогда, когда я видел у Роберта Людвиговича его фотокопию, подлинник и все другие копии уже были уничтожены. Ведь через много лет принципиально такое же крыло было применено сначала в проекте «Конкорда», а потом и в проекте Ту-144. И «учёные» ЦАГИ, отвергавшие раньше саму его идею, даже участвовали в его разработке в качестве соавторов, а потом получали награды вместе с создателями самолёта. Уверен, что после смерти Роберта Людвиговича исчез и тот последний экземпляр фотокопии, который он мне показывал.

А в своё время появление этого документа много крови попортило Главному конструктору Бартини и существенно притормозило развитие нового направления в отечественной сверхзвуковой авиации. Сама же история разработки «крыла Бартини», как называли сверхзвуковое «оживальное» крыло специалисты, и его применения в реальных, но так и не осуществлённых конструкциях, явилась ещё одним примером того, какая печальная судьба доставалась в нашей стране многим выдающимся, опережающим своё время, проектам.

Проблемами тяжёлой бомбардировочной авиации Роберт Людвигович заинтересовался ещё в Таганроге, где после закрытия ОКБ-86 и прекращения работ над самолётами Т-117 и Т-200, он находился в вынужденном творческом простое.

В первые послевоенные годы развитие этого вида авиации стало очень актуальным как в нашей стране, так и за рубежом. Создание атомных и ядерных бомб сначала в США, а потом и в Советском Союзе, начавшаяся «холодная» война и угроза перерастания её в «горячую» с обоюдным применением этого оружия коренным образом изменили представление о стратегии ведения возможных военных действий. В этих условиях решающим становилось наличие у враждующих сторон эффективных средств быстрой доставки атомного оружия в глубину территории противника. В то время, когда ещё не были созданы стратегические межконтинентальные баллистические ракеты, не было ещё ракетоносных подводных лодок, основной ударной силой могли стать только дальние бомбардировщики. США начали создание своей стратегической авиации ещё в последние годы войны. В 1946 году совершил свой первый полёт тяжёлый бомбардировщик В-36 с шестью поршневыми моторами и рекордной дальностью полёта в 15000 км, а в 1947 году — реактивный, тоже шестидвигательный, бомбардировщик В-47 с дальностью полёта 6400 км. Оба эти самолёты строились серийно в различных модификациях и были в первые послевоенные годы основой дальней бомбардировочной авиации США. В 1946 году были начаты работы, а в 1952 году совершил первый полёт знаменитый реактивный самолёт В-52, занявший по праву ведущее место среди стратегических бомбардировщиков США пятидесятых годов. Различные его модификации, строящиеся серийно в тот период, имели дальность полёта 8000-12000 км.

У нас в стране в первые послевоенные годы, когда появились на вооружении атомные бомбы, тяжёлых дальних бомбардировщиков, способных нести такие бомбы, вообще не было. Создание советских стратегических бомбардировщиков в то время было поручено А.Н. Туполеву, а потом и В.М. Мясищеву. Первые шаги в этом направлении были сделаны постройкой самолёта Ту-4, который был полной копией американского бомбардировщика времён войны В-29. На базе этого поршневого самолёта Туполевым разрабатывались различные модификации, в том числе и самолёт Ту-85, совершивший первый полёт в начале 1951 года и имеющий дальность 12000 км. С 1949 года в ОКБ Туполева велись работы по созданию дальних самолётов одновременно в двух направлениях — с турбореактивными и турбовинтовыми двигателями. Первое направление завершилось постройкой реактивного самолёта Ту-88 (Ту-16) в 1952 году с заявленной дальностью в 6000 км. Второе — созданием турбовинтового самолёта Ту-95, первый полёт которого с двигателями ТВ-12 был выполнен в ноябре

1952г, а с двигателями НК-12 — в феврале 1955 года. Различные модификации самолёта Ту-95 имели дальность в пределах 9000-13000 км.

В.М. Мясищев начал проработки тяжёлого бомбардировщика с реактивными двигателями в 1950 году, а в январе 1953 года совершил первый полёт его самолёт М-4, на котором после солидных доработок была получена дальность 10500 км. Дальнейшие работы привели к созданию в 1956 году его модификации 3М с дальностью в 13000 км.

Самолёты Ту-16, М-4, 3М и Ту-95, строящиеся серийно, образовали основу стратегической авиации СССР в первые послевоенные десятилетия. Все эти, а также аналогичные зарубежные самолёты были дозвуковыми.

Начав заниматься дальней бомбардировочной авиацией ещё в Таганроге, Бартини продолжал эту работу в СибНИА, куда в 1952 году он был переведен на должность начальника отдела перспективных схем. Роберт Людвигович убедился в том, что существующие и строящиеся стратегические бомбардировщики не способны в полной мере решить задачу необходимого атомного паритета, т.к. не будут обладать достаточной скоростью доставки атомного заряда. В отличие от А.Н. Туполева и В.М. Мясищева, Бартини считал, что стратегическая авиация должна создаваться на базе сверхзвуковых тяжёлых дальних самолётов нового типа, способных совершать длительные полёты на большой высоте со сверхзвуковой скоростью в 2500-3000 км/час, чтобы отреагировать на первый атомный удар. Этому он и посвятил поиски, а время подтвердило его правоту. Вместе с ним группа научных сотрудников института, в частности Г.Н. Елинов, Ю.Ф. Ильин, Г.Н. Коржавин, Я.С. Щербак, Ю.А. Прудников и др., проводила сравнительные оценки различных схем самолётов-бомбардировщиков со стреловидными и треугольными крыльями. Постепенно основное внимание сосредоточилось на схеме «летающего крыла», которая исследовалась в различных вариантах аэродинамической компоновки. В результате этих исследований для окончательной отработки была выбрана схема крыла малого удлинения с переменной стреловидностью по размаху (с «серповидной» передней кромкой). Конечной целью поисковых работ было решение самого главного и принципиального для сверхзвуковых бомбардировщиков вопроса — обеспечение большой дальности в длительном сверхзвуковом полёте. А та задача сводилась, по сути, к нахождению такого способа балансировки самолёта, который приводил бы к минимальной потере аэродинамического качества на сверхзвуковом режиме.

Дело в том, что для всех известных в то время форм крыльев аэродинамический фокус, т.е. точка приложения приращения подъёмной силы, при

переходе через звуковой барьер существенно смещается по хорде крыла назад и остаётся там при дальнейшем росте числа M . В результате на самолёте обычной схемы в режиме сверхзвукового полёта появляется большой, постоянно действующий пикирующий момент. Для его уравнивания необходимо создание отрицательной подъёмной силы на хвостовом оперении, что значительно уменьшает общую подъёмную силу и одновременно увеличивает лобовое сопротивление самолёта. В результате такой балансировки резко снижается аэродинамическое качество и существенно падает дальность полёта. Других способов балансировки не существовало, а задача устранения резкого перемещения фокуса при переходе через звуковой барьер была настолько сложной, что к тому времени не была решена ни на одном из существующих самолётов. Поэтому они не могли совершать длительные полёты на сверхзвуковых режимах, и сверхзвук использовался только для кратковременных скоростных бросков.

На решение именно этой задачи и были направлены основные усилия Роберта Людвиговича и его творческого коллектива. И большая исследовательская работа, проведенная им в СибНИА в период 1952-1955 годов, завершилась полным успехом. Впервые в истории авиации была разработана схема сверхзвукового крыла, которое, благодаря специфической форме в плане, специальной профилировке, аэродинамической и геометрической крутке обеспечивало практическую неизменность положения фокуса крыла как на дозвуковых, так и на сверхзвуковых режимах полёта, т.е. было самобалансирующимся. Это так называемое «оживальное крыло», или «крыло Бартини», как его называли специалисты, обеспечивало хорошее аэродинамическое качество в крейсерском сверхзвуковом полёте, минимальное суммарное волновое и индуктивное сопротивление, максимальный коэффициент подъёмной силы на малых скоростях, приемлемый умеренный момент по тангажу на всём диапазоне скоростей и достаточные объёмы для размещения в крыле необходимого количества топлива. Для этого крыла Робертом Людвиговичем были применены тоже впервые разработанные «сверхкритические» профили (в центре — выпуклые вниз, на концах — выпуклые вверх), которые давали очень хорошие результаты на сверхзвуковой скорости (при $M=2,1$ вдвое меньшее сопротивление, чем обычные скоростные) и достаточно хорошие на скорости дозвуковой.

Это крыло стало основой проектов целого семейства тяжёлых дальних сверхзвуковых самолётов. Принципиальные схемы этих самолётов разрабатывались Главным конструктором параллельно с отработкой схемы крыла, а заявочные предложения по созданию таких самолётов были оформлены

и разосланы в МАП и в военные ведомства в 1955 году после завершения работ по крылу. Роберт Людвигович рассказывал, что в то время его положение сосланного в Новосибирск бывшего политического заключённого с недавно окончившимся сроком лишения гражданских прав, не позволяло надеяться на внимание к его предложениям со стороны руководства. Но помог счастливый случай.

Эти предложения попали на глаза и очень заинтересовали самого Г.К. Жукова, который в то время был Министром обороны, чей авторитет на государственном уровне был чрезвычайно высок. Этот интерес легендарного маршала к предложениям Р.Л. Бартини не только открыл им дальнейшую дорогу, но и сыграл очень существенную роль в судьбе самого Главного конструктора. Г.К. Жуков вызвал его из Новосибирска к себе и долго с ним беседовал. Во время этой беседы, как вспоминал Роберт Людвигович, ему удалось убедить министра в преимуществах и в необходимости развития стратегической авиации по предложенному им пути. Георгий Константинович проникся его идеями, поверил ему и пообещал своё содействие.

Дальше события развивались очень стремительно. По указанию Г.К. Жукова Р.Л. Бартини был переведен в Москву, ему была предоставлена квартира, и для него было организовано специальное конструкторское бюро. Бюро это было укомплектовано специалистами из Московских ОКБ авиапромышленности, а также работниками различных научно-исследовательских институтов и академий Министерства обороны и размещалось в Уланском переулке во втором корпусе здания МАПа. В этом специальном бюро при активной всесторонней поддержке Министра обороны Роберт Людвигович приступил к разработке проектов семейства тяжёлых сверхзвуковых самолётов — носителей ядерного оружия. Все они были гидросамолётами. При придании стратегическим бомбардировщикам способности морского базирования Главный конструктор Р.Л. Бартини и поддерживающий его в этом вопросе Главный штаб ВВС исходили из двух соображений:

- во-первых, в период, когда сухопутные бомбардировщики ещё не обладали необходимой дальностью для доставки ядерных зарядов на территорию США, гидросамолёты могли решать эту задачу, приобретая практически неограниченную дальность путём промежуточных дозаправок от подводных лодок в открытом океане на подступах к Америке;
- во-вторых, если сухопутные бомбардировщики-носители ядерного оружия при внезапном массированном ядерном ударе противника могли быть в первую очередь выведены из строя вместе со своими аэ-

родромами, то стратегические гидросамолёты, рассредоточенные во время войны по различным водоёмам и морским акваториям, имели большую возможность уцелеть и нанести ответный удар.

Таким образом, морские тяжёлые сверхзвуковые бомбардировщики в то время рассматривались как очень эффективная альтернатива сухопутным стратегическим бомбардировщикам.

Первым из этих проектов был проект дальнего сверхзвукового стратегического бомбардировщика — летающей лодки А-57, который создавался как основная часть специального ударного комплекса. Самолёт А-57 выполнял в этом комплексе роль носителя. В его корпусе в специальном термостабилизированном отсеке могла подвешиваться ядерная бомба «244Н» весом 3 т. Другими элементами комплекса были боевой самолёт-снаряд РСС и морской самолёт-разведчик РГСР, которые могли устанавливаться на спине носителя на его внешней подвеске и разрабатывались специально для этого комплекса в ОКБ П.В. Цыбина одновременно с разработкой самолёта-носителя.

Самолёт А-57 (см. Рис. 16.5), в основе которого лежало сверхзвуковое «оживальное крыло Бартини», выполнялся по схеме «летающего крыла-бесхвостки» малого удлинения.

Фюзеляж отсутствовал, а его роль по размещению кабины экипажа, грузовых и бомбовых отсеков, а также водоизмещающих объёмов для удержания и движения самолёта на воде, выполняла выпуклая вниз специально спрофилированная, вытянутая далеко вперёд с очень большим (до 80°) углом стреловидности центральная часть крыла. Профилировка этой нижней части выполнялась по законам сверхзвуковой аэродинамики, обеспечивая в то же время минимальное сопротивление движению самолёта при взлёте и посадке на воде. Контур выпуклой части плавно размывался по размаху, переходя в профилировку, обеспечивающую неизменность положения фокуса крыла. Для посадки самолёта на грунт в зоне центра тяжести на выпуклой нижней части крыла устанавливалась посадочная убираемая десятиметровая лыжа. В хвостовой части крыла устанавливалось двухкилевое вертикальное оперение. Каждый из килей, расположенный на расстоянии одной четвёртой размаха от оси самолёта, имел большую стреловидность (до 74°) передней кромки и умеренную (до 25°) обратную стреловидность задней кромки в зоне рулей направления. Нижняя часть килей, выступающая под крыло, имела утолщённую килеватую форму и выполняла роль поплавков поперечной устойчивости при движении самолёта на воде. На концевых частях задней кромки крыла располагались элевоны, работавшие как в режимах

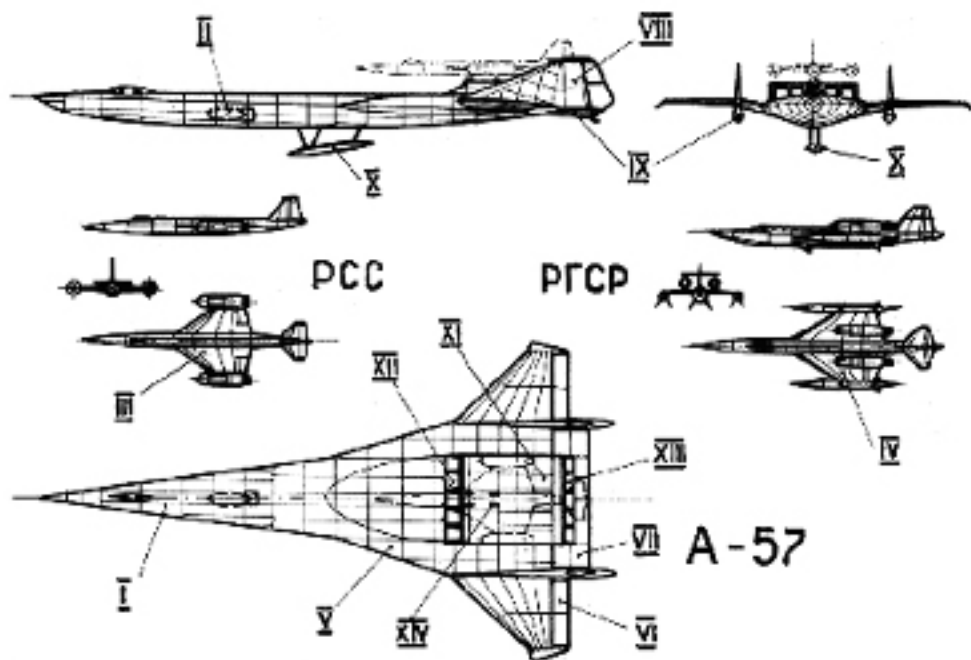


Рис. 16.5

Специальный двухступенчатый ударный комплекс

I — дальний сверхзвуковой стратегический бомбардировщик — летающая лодка А-57-носитель; II — ядерная бомба «244Н»; III — боевой самолёт-снаряд РСС; IV — морской самолёт-разведчик РГСР; V — «оживальное крыло Бартини»; VI — элероны; VII — взлётно-посадочные закрылки; VIII — кили; IX — поплавки поперечной остойчивости; X — грунтовая посадочная лыжа; XI — блок пяти двигателей ТРДФ НК-6; XII — плоские регулируемые воздухозаборники с системой смешанного сжатия потока; XIII — подвижные плоские выхлопные сопла; XIV — узлы внешней подвески.

элеронов, так и рулей высоты. На верхней поверхности задней части крыла между киями по оси самолёта устанавливался единый блок из пяти двигателей ТРДФ НК-6 с плоскими воздухозаборниками, регулируемые горизонтальными подвижными клиньями и системой смешанного сжатия потока, и подвижными плоскими соплами на выходе газов из двигателей. Сверху на блоке двигателей размещались узлы внешней подвески для крепления перевозимых самолёта-снаряда и самолёта-разведчика. На участках задней кромки крыла между киями и блоком двигателей устанавливались взлётно-посадочные закрылки. На самолёте имелись система дозаправки топливом от подводных лодок, радиолокационная система СВР-1, навига-

ционный комплекс «Ветер», гидроакустический комплекс связи «Охотск» и другое самое современное на тот период оборудование.

В таблице 16.4 приведены основные лётно-технические характеристики самолёта А-57.

Таблица 16.4

Наименование параметра	Значение
Размах крыла	37, м
Длина самолёта	72,5 м
Высота самолёта	7,5 м
Площадь крыла	755,0 м
Полётный вес	320 т
Двигатели	НК-6
количество	5
тяги на форсаже	25 т
Скорость	2000-2500 км/час
Дальность	14000 км

По габаритам, по полётному весу, по скорости и дальности полёта на сверхзвуковых режимах, по своей аэродинамической компоновке и по конструктивным решениям самолёт А-57 был в то время совершенно уникальным, не имевшим аналогов.

Идея оригинальной схемы сверхзвукового крыла, родившаяся у Роберта Людвиговича, была обоснована им сначала чисто теоретически. Основные её геометрические параметры (форма крыла в плане, конфигурация крыльевых профилей, аэродинамическая и геометрическая крутка и т.п.), а также все основные аэродинамические зависимости (характеристики волнового, вредного и индуктивного сопротивления, несущих способностей, моментные характеристики и т.п.) были определены аналитическим путём. Проводя эти работы в СибНИА, где была только дозвуковая аэродинамическая труба Т-203, Роберт Людвигович не имел возможности подтвердить все свои расчёты экспериментальным путём. Тогда были тщательно исследованы и отработаны на моделях только взлётно-посадочные режимы и режимы малых скоростей. Основные же характеристики полёта на сверхзвуке и самая главная проблема балансировки на этом режиме к моменту принятия решения Министром обороны Г.К. Жуковым о начале разработки предложенных проектов были обоснованы только расчётами.

Несмотря на это, Георгий Константинович, поверив Главному конструктору, дал дорогу этим проектам. И только после того, как Бартини был

переведен в Москву, получил своё специальное конструкторское бюро и начал разработки самолётов, ему удалось провести необходимый объём экспериментальных работ, блестяще подтвердивших правильность всех его теоретических предпосылок и расчётов. При этом Роберт Людвигович не захотел пользоваться экспериментальной базой ЦАГИ, не доверяя его руководству и опасаясь фальсификации результатов.

Помог ему в выполнении этих экспериментов С.П. Королёв, с которым он был знаком ещё с тридцатых годов, будучи Главным конструктором ОКБ НИИ ГВФ. Сергей Павлович тогда работал в этом же ОКБ простым конструктором под началом Роберта Людвиговича и, как сам потом говорил, учился у него конструкторскому искусству. В течение длительного времени пути этих выдающихся людей периодически пересекались. В частности, они вместе работали в качестве заключённых в тюремном ЦКБ-29 НКВД. С.П. Королёв всегда очень уважительно относился к Роберту Людвиговичу, и когда тот обратился к нему за помощью, сразу же откликнулся и создал ему все условия для получения недостающих экспериментальных данных.

На мощной производственной и экспериментальной базе С.П. Королёва были изготовлены и продуты в сверхзвуковой трубе десятки моделей с различными вариантами использования «оживального крыла». В результате были получены вполне официальные материалы, показывающие реальность заявленных характеристик крыла и лётно-технических данных предлагаемого семейства самолётов.

Одновременно с разработкой ударного двухступенчатого комплекса А-57, в специальном конструкторском бюро Р.Л. Бартини проводились работы по проектам самолётов Е-57, Ф-57, Р-57, и А-58.

На Рис. 16.6 показан самолёт Е-57, изображённый в том же масштабе, что и самолёт А-57.

Это был двухдвигательный сверхзвуковой гидросамолёт-бомбардировщик — носитель ядерной бомбы «244Н» и одной крылатой ракеты К-10. По аэродинамической и компоновочной схеме и по конструкции этот самолёт почти полностью повторял самолёт А-57, но в меньших размерах. Его основные лётно-технические характеристики приведены в таблице 16.5.

Самолёты Ф-57 и Р-57 были специализированными модификациями самолёта Е-57, а самолёт А-58 — амфибийным ядерным бомбардировщиком, по габаритам и весу соответствующим самолётам Ту-16 и Ту-22, но обладающим сверхзвуковой крейсерской скоростью и способным базироваться на воде.

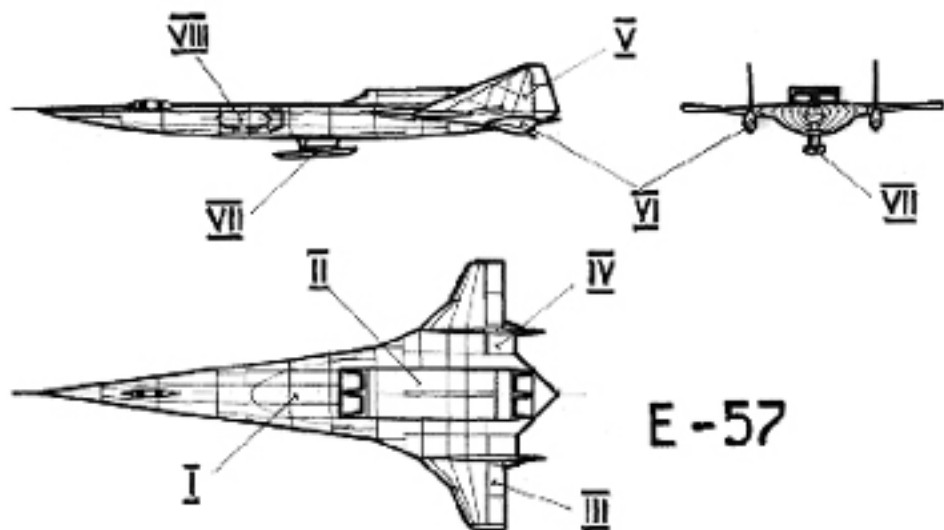


Рис. 16.6

Сверхзвуковой гидросамолёт-бомбардировщик — носитель ядерной бомбы

Таблица 16.5

Наименование параметра	Значение
Размах крыла	21,5 м
Длина самолёта	44,0 м
Площадь крыла	270 м
Полётный вес	120 т
Двигатели	НК-10
количество	2
тяга на форсаже	25 т
Скорость	2500 км/час
Дальность	4500 км

Работы по проектам шли успешно, вовлекались всё новые организации-разработчики, расширялся фронт работ. Авторитет Г.К. Жукова, пока он оставался министром обороны, действовал безотказно. Но как только его от этой должности освободили — интерес к тематике Бартини со стороны военных упал и дело немедленно пришло в упадок. Работы по сверхзвуковым самолётам-бомбардировщикам морского базирования были прекращены, а Роберт Людвигович в очередной раз оказался «бездомным» и «безлошадным» Главным конструктором.

Свою роль в прекращении работ над уникальными проектами сыграло и то злополучное заключение ЦАГИ по «оживальному крылу», о котором мы уже говорили. Оно затормозило на несколько лет развитие этого направления в отечественном самолётостроении.

Но проект Бартини стал лишь первой жертвой остановки развития нашей стратегической сверхзвуковой авиации. Во второй половине пятидесятых годов, когда определялось, какому виду носителей ядерного оружия отдавать предпочтение и уделять основное внимание, ставка была сделана на межконтинентальные баллистические ракеты. Широкие тактико-технические возможности этого вида вооружений, их практически неограниченная дальность и большая точность доставки ядерных зарядов повлияли на возникновение у руководства ошибочного мнения о ненужности стратегической авиации. К концу пятидесятых — началу шестидесятых годов это мнение стало официальной доктриной и привело к целой «культурной революции» в отечественной авиационной промышленности. Были прекращены работы по созданию новых перспективных стратегических самолётов, а ряд опытно-конструкторских самолётных и моторных ОКБ и целый ряд самолётостроительных заводов были переданы в ракетостроительные ведомства. Это волюнтаристское и поистине разрушительное решение принесло нашей промышленности существенный вред, ослабив и отбросив назад целую отрасль самолётостроения.

Сам же Бартини, несмотря ни на что, никогда не терял присутствия духа и энтузиазма в своем бесконечном поиске совершенства. Почувствовать и оценить это мне позволило личное знакомство, которое хотя и возникло благодаря совместной работе, но иногда выходило за ее рамки. В частности, возможности для этого открывались во время моих визитов в Москву.

С каждой встречей я узнавал Роберта Людвиговича с какой-нибудь новой стороны, с каждой встречей всё больше раскрывались для меня его богатейшие интеллектуальные и духовные качества, удивительные, иногда совершенно неожиданные особенности. С каждой встречей я всё больше поражался широте кругозора, глубине и разносторонности знаний, необыкновенной стойкости и твёрдости характера, целеустремлённости и душевной щедрости этого человека.

В основном московские наши встречи происходили или в Ухтомском филиале, или в министерстве, или дома у Роберта Людвиговича. В Москве я всегда останавливался у своего родственника в одном из арбатских переулков. Если мы намечали работать в филиале, то по утрам Роберт Людвиг-

гович заезжал за мной на своей служебной машине, и мы ехали в Ухтомку. Дорога была длинной и долгой, более часа.

Проезжая через центр города, мы всегда останавливались у одного и того же киоска, в котором продавались разрешённые в то время иностранные газеты. Роберт Людвигович сам выходил из машины и покупал всегда целую пачку свежих газет на разных языках, среди которых обязательно была и итальянская «Унита». Всю первую половину дороги он читал эти газеты, пересказывая мне содержание самых интересных статей. Первой всегда раскрывалась «Унита». Роберт Людвигович буквально впивался в её страницы, и было видно, что он получает удовольствие от самого процесса чтения на родном языке. Потом наступала очередь другой газеты. Было ясно, что Роберт Людвигович покупал и читал их не столько для того, чтобы получать информацию из альтернативных источников, сколько для того, чтоб хоть в какой-то степени поддерживать уровень владения языками. Другой возможности сохранить свой уникальный запас в этой области у него не было. По словам самого Роберта Людвиговича он, кроме итальянского, в совершенстве владел английским, французским и немецким языками, которые изучил ещё в раннем детстве в родительском доме, там же, но уже в более позднем возрасте, выучил латынь и овладел на разговорном уровне испанским языком. Кроме того, находясь во время первой мировой войны в лагере военнопленных вместе со своим другом венгром Ласло Кеменем, выучил венгерский язык, а во время длительной депортации этого лагеря через всю необъятную Россию на Дальний Восток освоил и русский, окончательно усовершенствовав его, уже живя и работая в Советском Союзе.

Обычно в машине Роберт Людвигович не любил говорить о работе, и давал себе короткую разрядку. После просмотра газет он начинал разговор на какую-нибудь отвлечённую тему и часто по моей просьбе вспоминал всякие случаи из своего детства, проведенного в доме родителей. С интересом рассказывал о богатейшей отцовской библиотеке, в которой, уже будучи юношей, проводил целые дни, зачитываясь произведениями знаменитых писателей, очень тепло говорил о своём отце, оказавшем огромное влияние на формирование его мировоззрения, о своей матери, которая его очень любила и сыграла главную роль в его воспитании. Рассказывал о своих многочисленных и очень квалифицированных наставниках, обучавших его наукам и прививавших ему знания и любовь к искусству, о своих увлечениях различными видами спорта.

Именно из этих рассказов я узнал об истоках того превосходного воспитания и образования, которые проявились не только в знании языков, в

глубоких знаниях мировой литературы, философии, изобразительного искусства, музыки, но во всём его поведении. Он мог наизусть цитировать древних мыслителей и философов, мог читать на память целые куски из классических произведений западных писателей и поэтов, сам писал стихи, отлично разбирался в живописи и сам профессионально рисовал, любил, когда было время, слушать симфоническую музыку и оперу, держа в руках и читая партитуру. Он был всегда сдержанным и мягким в обращении с людьми, деликатным, внимательным и отзывчивым. Высочайший уровень общей культуры и истинная интеллигентность его просто поражали.

Приезжая в филиал, мы вынуждены были сразу же с головой окунуться в дела, и тут проявлялись необычные способности Роберта Людвиговича.

Прежде всего, удивляла его необыкновенная работоспособность. Он, несмотря на возраст (ему тогда было уже около 75 лет), очень хорошо переносил большие нагрузки. Но особый интерес представляла его «творческая кухня».

Так, в частности, я мог наблюдать в непосредственном действии две уникальные особенности Роберта Людвиговича. С одной стороны, обладая глубокими профессиональными знаниями физики, математики и многих технических наук и будучи убеждён в том, что конструирование самолёта должно опираться на самые современные достижения авиационной науки, он подходил к решению любой технической задачи на научной основе, под каждое из своих решений старался подвести физическую базу. При этом он умел любое сложное физическое явление представить в схематическом и доступном для понимания виде и описать его простейшими математическими выражениями, найти простое, но безупречно обоснованное с инженерной точки зрения решение. С другой стороны, Роберт Людвигович обладал необыкновенно развитой интуицией, которую сам называл «слепой». В определённых сложных ситуациях он мог интуитивно находить совершенно неожиданные оригинальные технические решения, которые на первых порах не поддаются никаким обоснованиям и объяснениям, но со временем оказываются наиболее верными из всех возможных решений. А часто интуитивно найденное ещё в самом начале процесса проектирования компоновочное или конструктивное решение оказывалось настолько удачным, что становилось основным стержнем всей дальнейшей разработки, но уже с применением строгого научно-инженерного подхода.

Иногда, рассматривая схему или рисунок общего вида, Роберт Людвигович своей рукой изменял конфигурацию или расположение какого-нибудь агрегата, выполненного в соответствии с его расчётами, говоря при этом:

«Я сейчас не могу объяснить, почему, но это нужно сделать именно так». Нередко же он руководствовался эстетическими требованиями к конструкции. Являясь фактически профессиональным художником, и в то же время досконально зная все тонкости инженерного дела, он считал, что между техническими свойствами самолёта и его эстетическим видом существует неразрывная глубинная связь. В одной из своих статей в бюллетене «Техническая эстетика» он писал: «... общие законы развития науки, техники и искусства взаимно и неотделимо обуславливают друг друга».

Соглашаясь с распространённой в авиационной среде истиной, что «некрасивые самолёты хорошо летать не могут», Роберт Людвигович, однако, под красотой самолёта имел в виду гораздо более глубокое понятие, чем простая внешняя красивость его общего вида. В той же статье он говорил: «Красота конструкции заключается в том, что все аспекты её внешнего вида выражают всю глубину её сущности». Отсюда и метод проектирования, применяемый Робертом Людвиговичем и основанный на сочетании научно-технического обоснования, строгого расчёта и интуитивных приёмов с художественными принципами. «Чем совершеннее форма самолёта, — говорил Роберт Людвигович в той же статье, — чем более она соответствует существу предмета, тем выше будет не только техническое совершенство аппарата, но и его эстетические качества. Художественная «настройка» гармоничных аккордов пропорций всегда ведёт к улучшению самой конструкции. Поэтому правильное конструирование в самолётостроении ... есть конструирование художественное».

Он умел очень быстро узнавать и выделять среди многих возможных решений нужное, единственно правильное, а также безошибочно отсеивать неправильные, бесполезные и вредные предложения. Эту свою способность Роберт Людвигович называл умением «видеть кирпичные трубы». Он рассказывал, что когда был изобретён паровой двигатель, то на первых, ещё парусных кораблях топки их паровых котлов, как ни странно, оборудовались дымовыми трубами, выполненными, по аналогии с наземными котельными, из кирпича. Отсюда Роберт Людвигович и взял это выражение, символизирующее техническую нелепость.

В арсенал творческих приёмов Роберта Людвиговича входил также и метод коллективного целенаправленного обсуждения отдельных проблем, требующих быстрого и неординарного решения. Этот метод теперь называется «мозговым штурмом», а Роберт Людвигович называл его методом «слово-за-слово». Мне довелось участвовать в таких «слово-за-слово» и в Ухтомке, и в Таганроге, и я сам убеждался в его эффективности.

А еще у Бартини были врожденные феноменальные способности. Как оказалось, он одинаково хорошо владел обеими руками. Каждой рукой он мог писать как слева направо, так и наоборот, каждой рукой по отдельности он мог рисовать сложные геометрические фигуры совершенно одинаковой формы и размеров или такие же одинаковые идеальные окружности. При мне он это делал на отдельных листках прозрачной бумаги, и я мог убедиться в их полной идентичности, накладывая эти листки друг на друга. Еще больше поражало его умение писать или рисовать двумя руками одновременно. Его он мне демонстрировал на доске. Одновременным, расходящимся от центра доски к её краям, движением обеих рук он писал какое-нибудь длинное слово (кажется, «интерференция» или «коллективизация», не помню точно), которое требовало полного размаха его рук. При этом правой рукой слово это писалось нормально, а левой — в зеркальном отражении. Такую же процедуру он проделывал при одновременном движении рук от краёв доски к её центру, и тогда нормальным получалось слово, написанное левой рукой, а слово, написанное правой, было его зеркальным отражением. Таким же путём он рисовал разные фигуры. И слова, и фигуры получались идеально симметричными относительно центра доски. Откуда у него возникли такие феноменальные способности, он сказать не мог, но помнил, что были они у него с раннего детства.

Жил Роберт Людвигович в центральной части Москвы на проспекте Кутузова, рядом с гостиницей «Украина», в одном из добротных домов послевоенной «сталинской» постройки. Его небольшая двухкомнатная квартира, которую он получил ещё в середине пятидесятых годов по протекции маршала Г.К. Жукова, находилась на третьем этаже. Все три её окна выходили в закрытый двор. Это обстоятельство, а также толстые кирпичные стены надёжно защищали квартиру от шума проспекта. Квартира состояла из двух смежных комнат, длинного коридора, кухни, ванной и туалета. Бросалась в глаза простота и даже бедность обстановки. Жилые комнаты были обставлены минимальным количеством мебели образца пятидесятых годов. В первой проходной комнате стоял мягкий диван, небольшой комбинированный сервант с набором расхожей посуды и ящиками для белья, круглый обеденный стол и несколько стульев. В дальней, совсем маленькой комнате, которая была одновременно и кабинетом, и спальней, стоял письменный стол с одним стулом возле него и широкая низкая тахта, служащая постелью хозяину квартиры. Совершенно ничего лишнего, нефункционального, декоративного. Всё только самое необходимое для жизни очень непритворного к комфорту человека. В квартире было много книг.

Они размещались в двух местах: на большом самодельном деревянном стеллаже, занимающем часть свободной стены коридора напротив двери в первую комнату, и на четырёхъярусной книжной полке, установленной над письменным столом. Стеллаж в коридоре, заполненный книгами от пола до потолка, был закрыт от пыли полиэтиленовой плёнкой, а рядом у стены стояла небольшая раскладная лесенка. Все книги были только научно-технические. Художественной литературы ни в виде книг, ни в виде журналов в квартире не было. Не было также ни телевизора, ни радиоприёмника, никакой звуковой аппаратуры.

Попав первый раз в эту квартиру, в которой Роберт Людвигович жил уже около пятнадцати лет, я очень удивился ее простоте и даже убогости. Это нельзя было объяснить отсутствием у Роберта Людвиговича средств. Я знал, какую зарплату получал Главный конструктор, неоднократно наблюдал, как свободно и легко он обращался с деньгами.

Несмотря на аристократический уклад богатого родительского дома, Бартини оказался совершенно равнодушным к комфорту. Получив квартиру в Москве сразу после переезда из Новосибирска, Роберт Людвигович не имел в тот момент ни времени, ни желания заниматься её особым благоустройством. Жил он в ней один, к тому же стремился обеспечить себе возможность и в домашних условиях заниматься конструкторской и научной работой. Поэтому все, что создает уют, но мешает сосредоточиться, было тут лишним. Такой аскетический образ жизни, как он сам говорил, поддерживал в нем работоспособность и снижающийся в последнее время тонус.

Непритязательность Бартини распространялась и на одежду. Он был всегда хорошо подстрижен, гладко выбрит, всегда в чистой рубашке и обязательно с галстуком, но совершенно не обращал внимания на то, например, что на костюме уже засалились рукава, или что его осеннее пальто или зимняя шапка давно потеряли вид. Чрезвычайно аккуратный во всем прочем, Роберт Людвигович, похоже, демонстративно пренебрегал такого рода условностями, возможно даже в пику показному лоску высокопоставленных советских чиновников. Что заставляло людей менее раскованных внутренне, то есть его помощников, в том числе и меня, следить за состоянием его гардероба.

Дома же он всегда бывал в одних и тех же мягких комнатных туфлях и в одной и той же тёплой вельветовой домашней куртке тёмно-зелёного цвета с шалевым воротником и большими накладными карманами, рубашке с расстёгнутым воротником и обязательно приспущенном галстуке.

Однако некоторые предметы в доме Бартини все же оживляли общую суровую обстановку. Прежде всего, это был гипсовый, тонизированный под бронзу, бюст хозяина квартиры, стоящий у окна в первой комнате на цилиндрической деревянной подставке. Бюст этот был выполнен и подарен Роберту Людвиговичу известным скульптором А.П. Файдышем-Крандиевским, который делал скульптурные портреты таких знаменитых людей, как Циолковский, Королёв, Гагарин.

Увидев в первый раз этот скульптурный портрет (см. фото 16.10), я поразился тому, как его автору удалось создать такой живой и яркий образ этого удивительного и непростого человека, так выразительно передать в холодном гипсе самые замечательные его черты. Красивое, одухотворённое, мужественное лицо Роберта Людвиговича на портрете просто светилося внутренним благородством, излучало необыкновенную духовную силу и могучий интеллект. В то же время скульптор сумел придать этому лицу какое-то особое выражение задумчивости, отрешённости от сиюминутных забот, и одновременно — какой-то таинственности, загадочности. Казалось, портретный Бартини всеми своими мыслями устремлён куда-то в далёкое будущее, в котором видит что-то очень важное, доступное только ему одному.



Фото 16.10

*Бюст Р.Л. Бартини, выполненный скульптором
А.П. Файдышем-Крандиевским в 1967 году*

Показывал мне этот бюст и рассказывал историю его создания Роберт Людвигович с явным удовольствием. Несмотря на равнодушие к наградам и почестям, этим скульптурным портретом он явно гордился.

Кроме бюста, обстановку в квартире оживляли небольшие, очень качественно выполненные демонстрационные модели трёх когда-то строившихся и летавших самолётов Роберта Людвиговича — «Стали-6», «ДАРа» и «Стали-7». Думаю, что эти изящные модели, напоминавшие о плодотворном периоде конструкторской деятельности в тридцатые годы, получили право постоянного присутствия в его строгом жилище только как источник творческого вдохновения, как дополнительный стимулятор в его работе над новыми проектами.

Оживляла обстановку квартиры также группа фотографий и красочных рисунков в застеклённых рамках, развешенные на стенах первой комнаты. Среди них было несколько фотографий знакомых самолётов, две очень старые фотографии Роберта Людвиговича ещё итальянского периода, и серия рисунков, на первый взгляд, непонятного содержания, профессионально выполненных рукой самого Бартини. И фотографии самолётов, и рисунки при более внимательном рассмотрении оказались отнюдь не простым украшением. Все они были непосредственно связаны с темами работ и занятий хозяина квартиры.

Работал дома Роберт Людвигович в любое время только в полностью затемнённом помещении. Для этого окно в кабинете было постоянно, и днём и ночью, наглухо закрыто плотной чёрной бумагой. Освещался этот затемнённый кабинет, независимо от времени суток, только одной настольной лампой, закрытой глубоким коническим самодельным абажуром из тёмно-зелёной бумаги. При работе днём окно в первой комнате тоже зашторивалось тёмными шторами, создавая полумрак, а дверь в кабинет прикрывалась. Вечером во время работы свет в первой комнате выключался. Таким образом, Роберт Людвигович создавал для себя наиболее удобные условия, в которых он мог безо всяких помех, не следя за временем, полностью отдаваться работе. Потребность в таких необычных условиях Роберт Людвигович объяснял так. Во-первых, у него в результате полученных когда-то травм не суживались зрачки, и яркий свет резал глаза. Во-вторых, окружающая его темнота и небольшое светлое пятно от приглушенной настольной лампы действовали на него успокаивающе, помогали ему хоть на время отгородиться от раздражающей жизненной суеты, обеспечивая чувство защищённости. А это чувство, как полушутя, полусерьёзно говорил Роберт Людвигович, передалось ему от далёких-далёких предков, живших

в пещерах, и только в их тёмной глубине чувствовавших себя в относительной безопасности от жестокого окружающего мира.

Была и ещё одна странная особенность в этой квартире: всё время, пока хозяин был дома и бодрствовал, на кухне без всякой надобности горели все четыре горелки на газовой плите. Выключались они только, когда он уходил из дома или ложился спать, и зажигались сразу же после пробуждения или прихода домой. Эта привычка «поддержания огня в очаге» тоже передалась ему, как он говорил, лукаво улыбаясь, от тех же далёких предков, для которых открытый огонь был очень важным атрибутом их сурового, полного опасностей быта, был гарантией их благополучия.

Вот такое «архаичное» сочетание темноты и огня компенсировали ему вещественный уют и создавали в холостяцкой квартире в центре столицы особую благоприятную атмосферу, способствующую вдумчивой работе. Кстати, наследию далеких пещерных предков он приписывал и привычку садиться, например, в ресторане только за столик у стены и к ней спиной, — ради хорошего обзора и прикрытия «тыла».

Подсмеиваясь над своими странными привычками, Роберт Людвигович в то же время довольно серьёзно относился к проблеме наследования различных качеств и черт характера, а также к проблеме передачи потомкам приобретённого, наработанного, созданного предками. Он считал, что между различными поколениями существует глубинная связь, что пережитое, испытанное, выстраданное предками оставляет след в потомках, что все поколения соединены друг с другом неразрывной событийной цепью. Эта цепь с практически бесконечным количеством звеньев — конкретных событий человеческой истории и личной жизни людей, — по мнению Роберта Людвиговича, протянулась из самого далёкого прошлого в необозримое будущее.

Анализируя проблему преемственности поколений, Роберт Людвигович попытался свои соображения на эту тему изложить в художественной форме в киноповести с названием «Цепь», которую он писал в промежутках между научными и конструкторскими работами. В прологе к этой повести есть такие слова:

«Предки моих предков
В миллионы ветхих
 веков тому назад
Живут и поныне
 все живые
Во всех клетках

своих предшественников,
В бесчисленных коленах
в грядущих поколениях
Продолжают они жить,
действовать, мыслить,
Ненавидеть и любить.
Цепь длинно-длинная
Ни в прошлом, ни в будущем
не найдёшь её конца.
Стык грядущего и прошлого
Бегущее звено...»

В этой фантастической киноповести Бартини пытался представить, как на протяжении тысячелетий существования разумного человека могли формироваться такие качества, как доброта, отвага, чувство справедливости, способность к самопожертвованию. Как могли возникнуть, расти и развиваться, передаваясь от поколения к поколению, стремление к познанию мира, способность создавать что-то новое, принимать смелые решения, бороться с рутинной. Повесть в какой-то степени автобиографична. В ней Роберт Людвигович поставил себе целью проследить возможную историю своего рода, попытаться увидеть глубинные истоки формирования собственной личности, исследовать влияние на особенности собственной натуры условий существования, образа жизни, основных черт характера своих далеких предков.

Начинается эта фантастическая история от первобытного юноши-неандертальца, который обладал незаурядными способностями, возникшими в результате облучения его ещё в момент зачатия вспышкой сверхновой звезды. Роберт Людвигович проводит потомков этого юноши через разные времена, эпохи, общественные формации, через катастрофы, войны, подвиги, открытия, страдания, любовь, ненависть, предательство. Повесть осталась незаконченной. Роберт Людвигович подошёл в ней только к периоду своего раннего детства. Думаю, он не успел написать самые интересные страницы — о нашем времени, о своём творчестве, о некоторых выдающихся людях, которых хорошо знал, успешно реализовавших в себе лучшие качества, унаследованные от своих далёких предков, и двигавших вперёд человеческую цивилизацию. В этой так и не написанной части повести Р.Л. Бартини должен был изложить своё представление о неразрывной связи человеческих помыслов и свершений с вселенским разумом, о единстве всего существующего в мире, о бесконечной неразрывной цепи событий и всего совершённого как на Земле, так и во Вселенной. В прологе повести он говорит:

«Каждый миг вечен.
Неразрушимо звено
Неразорванной цепи
Вечного совершения
В нём
я живу, и на самых далёких звёздах
Вечной, вездесущной и неугасимой жизнью,
только иной
Вселенная существует во мне неотделимо
как в шаровом зеркале
весь мир
во мне отображён
Во мне содержится тот мир беспредельный
в который я сам навеки включён».

У меня остался один из экземпляров набело перепечатанного готового текста этой киноповести (230 машинописных страниц), который Роберт Людвигович передал мне с просьбой проверить и исправить грамматические ошибки. Это было в конце 1974 года, незадолго до его неожиданной кончины. Возвратить этот экземпляр я не успел.

Прочитав написанную часть повести, я понял смысл тех рисунков, которые были развешены на стенах квартиры и вначале казались непонятными. Большая часть этих рисунков была иллюстрацией к первой и второй картинам киноповести. Здесь были такие сюжеты: вспышка сверхновой звезды, послужившая последним толчком к зарождению жизни на земле, пейзажи в районе горного озера, у которого жило племя юноши-неандертальца, ночные пляски дикарей вокруг костра, первобытная охота, посёлок на сваях, момент изобретения колеса, тюрьма в древнем замке, и другие картинки из жизни героев киноповести.

Но на стене висели рисунки и не связанные с киноповестью. Это были, в основном, аллегорические зарисовки на тему некоторых интересных моментов или наблюдений из жизни Роберта Людвиговича. Среди них был, в том числе, уже упоминавшийся рисунок с удавом и кроликом, а также изображение вечного спора между самодовольным толстяком-оптимистом и тощим скептиком-пессимистом.

Роберт Людвигович никогда ничего не рассказывал мне о своей семье, о причинах своего одиночества. О его трагических семейных обстоятельствах я узнал только из рассказов И.А. Берлина. По его словам, сын Роберта Людвиговича, который увлекался альпинизмом, погиб в горах во время одной из экспедиций. Жена, заболевшая после этого психическим расстройством, уехала жить ближе к месту гибели сына. Эта же трагедия каким-то

образом повлияла и на охлаждение отношений с невесткой и внуком. Жили они отдельно и с Робертом Людвиговичем почти не контактировали. И все же, понаблюдав за его холостяцким бытом и домашним режимом, за его привычками, особенностями и странностями, я пришёл к выводу, что уединение Бартини объясняется другим — полной несовместимостью его образа жизни с обычным семейным укладом, стремлением освободиться от любых забот, отвлекающих от основных занятий.

Впрочем, было видно, что в квартире периодически наводился порядок — кто-то делал уборку, стирал бельё, заготавливал самые необходимые продукты. Но не более того, никаких следов женщины.

Мне рассказывали, что Роберт Людвигович всегда к женщинам относился очень благосклонно, пользовался у них неизменным успехом, и они в его жизни играли немаловажную роль. Была у Роберта Людвиговича, как мне кажется, довольно близкая ему женщина и в тот период, когда я с ним работал. Однако совершенно точно к числу добрых домашних «фей» она не относилась. Я видел её мельком только один раз дома у Бартини. Это была женщина лет 30-35, весьма привлекательной внешности. После моего прихода она очень быстро ушла, но я успел заметить, что вела она себя с Робертом Людвиговичем несколько развязно и даже капризно, я не заметил и намёка на какую-нибудь теплоту в ее к нему отношении. Зато было видно, как предупредительно, бережно и нежно относится к ней он. Каждый день, где бы мы с ним ни находились, он обязательно звонил к ней на работу. По его тону и выражению лица было понятно, что женщина, с которой он говорил, ему дорога, и что он испытывает к ней особые чувства. И все-таки он оставался очень одинок, что заметно подавляло его, как бы он ни старался это скрывать. А, учитывая его возраст, состояние здоровья (уже были нелады с сосудами и сердцем), напряжённый труд и жёсткий режим, это одиночество, отсутствие рядом близкого человека, способного помочь в критический момент, было для него просто опасным.

В Таганроге у Роберта Людвиговича была своя квартира в доме вблизи завода. Выделил ему эту квартиру директор завода им. Димитрова Головин ещё в 1968 году, она была обставлена скудной казённой мебелью, и отличалась уже не аскетизмом, а просто запущенностью. Роберт Людвигович не любил ее и в свои не очень частые и непродолжительные приезды предпочитал останавливаться в заводском профилактории. А в 1970 году, уже при мне, уговорил Головина отдать эту квартиру молодому специалисту Воронцову, не имевшему жилья. В профилактории Роберт Людвигович был под наблюдением врачей, его там кормили завтраками и ужинами, а обедали мы

с ним вместе. Пока я жил в Таганроге в гостинице, мы ездили в городские рестораны, а когда я получил квартиру и перевёз жену, — обедали у меня.

У Роберта Людвиговича была странная особенность — он совершенно не чувствовал ни голода, ни жажды, ко всему прочему, он был лишён и чувства вкуса. Неизвестно, был ли это врожденный дефект организма или следствие одной из полученных им травм, — например, в катастрофе на самолёте в лётной школе в 1923 году, или ранения при покушении на него в Берлине по пути в СССР, или последствия пыток, которым он подвергался в подвалах Лубянки в 1938 году.

Так или иначе, но эта особенность доставляла ему неудобства. Нужно было постоянно напоминать ему, а то и заставлять что-нибудь поесть. Когда в Таганроге приходило время обеда, я вызывал машину, отрывал Роберта Людвиговича от любого дела, и мы ехали или в один из немногочисленных ресторанов города, или ко мне домой.

Иногда во время обедов Роберт Людвигович, шутя, демонстрировал мне ещё одну свою очень симпатичную особенность — экстрасенсорные способности, в частности, умение узнавать имя человека, которого раньше никогда не видел и ничего о нём не знал. Когда в каком-нибудь из ресторанов к нашему столику подходила незнакомая ещё нам официантка, Роберт Людвигович внимательно смотрел на неё несколько секунд, а потом безошибочно называл по имени. Он объяснял, что при взгляде на незнакомку из ряда имён, которые всплывают у него в это время перед глазами, настоящее имя как бы «тяжелеет» и медленно опускается вниз.

А однажды в заводском кафе самообслуживания произошел такой эпизод. Обеденный перерыв уже закончился, и в кафе посетителей не было. На раздаче была одна буфетчица, занятая приведением в порядок своего кухонного хозяйства. Мы едва упросили её покормить нас. Я сидел спиной к раздаче, Роберт Людвигович — напротив меня. Съели первое блюдо, беседуя на какую-то интересную тему, принялись за второе. Вдруг Роберт Людвигович перестал есть, замолчал и замер в какой-то напряжённой позе, уставившись в одну точку. Так продолжалось секунд 10-12. Лицо его покрылось испариной, но он продолжал сидеть неподвижно. Я испугался, подумав, что ему нехорошо. Ещё несколько секунд, и я бы бросился приводить его в чувство и вызывать врача. Но в этот момент за моей спиной послышались шаги, и совершенно неожиданно к нам подошла та самая раздатчица и принесла нам на подносе два стакана сливового сока. Мы ничего этого не заказывали. Когда женщина ушла, Роберт Людвигович выдохнул с облегчением и сказал: «Фу, как мне на этот раз трудно было это сделать!»

Оказывается, он мысленно заставил раздатчицу выбрать из имеющегося набора стаканов именно сливовый сок и принести нам, — хотя ей самой это и в голову бы не пришло.

Роберт Людвигович умел читать мысли и определять настрой собеседника с первых секунд контакта. Часто в разговоре с ним я замечал, как он начинал отвечать на вопрос, который я ещё не задавал, а только формулировал у себя в голове. Это всегда было так необычно и неожиданно, что даже пугало меня. Привыкнуть к этому было невозможно, и всегда такие моменты заставляли меня врасплох.

Однажды, для решения ряда вопросов по строительству самолёта ВВА-14 нужна была встреча с заместителем министра Кобзарёвым. Роберт Людвигович заранее договорился с ним о времени, и мы тщательно готовились, чтобы наверняка получить желаемый результат. Наступил день назначенной встречи. В приёмной мы ещё раз обговорили план разговора и вошли в кабинет. Но вдруг Роберт Людвигович, вместо намеченного обращения, начал какой-то светский разговор, чуть ли не о погоде, не имеющий никакого отношения к нашей теме. Я был обескуражен. Это продолжалось несколько коротких минут, ни к чему не обязывающий разговор был закончен, мы распрощались и вышли, оставив хозяина в недоумении. На мой вопрос, что произошло, Роберт Людвигович спокойно ответил: «Я сразу увидел, что наш собеседник совершенно не расположен решать наши проблемы. Ничего хорошего не получилось бы, даже можно было ситуацию с самолётом ещё больше испортить».

А однажды Роберт Людвигович продемонстрировал совершенно необычные способности «дистанционного» врача. Во время одного обеда с Бартини у меня дома жена случайно обмолвилась о том, что у неё из-за обострения остеохондроза регулярно возникают приступы острой головной боли, которые начинаются обычно в конце дня и продолжаются в течение 3-4-х часов. Уходя и прощаясь, Роберт Людвигович, как бы невзначай, поинтересовался приблизительным временем начала приступов. Мы на это не обратили внимания. Но когда я вечером вернулся домой, жена с удивлением рассказала, что в этот день головная боль буквально через 20-25 минут после начала утихла и больше не появлялась. На следующий день Роберт Людвигович спросил у жены, прошла ли у неё вчера головная боль, и когда. Узнав время, он сказал: «Так и должно было быть. В это время я думал о Вас». После этого случая головные боли у жены на долгое время прекратились.

В этих своих необычных способностях Роберт Людвигович не видел ничего сверхъестественного. Он считал, что они в какой-то мере свой-

твенны любому человеческому организму и есть в зачаточном состоянии у каждого человека. В себе он обнаружил их ещё в юности, благодаря встрече с одним из известных в то время иллюзионистов. Бартини никогда не занимался их развитием, никогда не пользовался ими в серьёзных делах, а с возрастом почувствовал, что они постепенно затухают.

Иногда у меня появлялась уникальная возможность разговаривать с Робертом Людвиговичем в течение многих часов о самых серьёзных вещах. Это происходило в поездах, т.к. в последние годы врачи не рекомендовали ему летать.

Мы часто обсуждали положение в нашей отрасли, причины нашего отставания от зарубежного уровня, истоки несовершенства нашей структуры создания опытных самолётов, возможные пути выхода из этого тупика. Как правило, наталкивались на порочность всей нашей хозяйственной системы. Бартини вдавался в глубокий анализ экономического и политического положения в стране. То, что он говорил, было для меня настоящим открытием. В его словах находились ответы на многие вопросы, которые каждый более или менее здравомыслящий человек задавал себе в то время.

Наш общественный строй, который при Брежневке официально назывался «развитым социализмом», Роберт Людвигович считал «государственно-номенклатурным капитализмом», при котором все средства производства принадлежат государству, и оно эксплуатирует трудящихся при помощи господствующего класса номенклатурных чиновников. Это своё утверждение он очень убедительно аргументировал многочисленными примерами. Виновником неожиданного поворота исторических событий после Октябрьской революции, виновником всех наших последующих бед и нашего сегодняшнего положения он считал Сталина. Роберт Людвигович ненавидел Сталина, как говорится, всеми фибрами своей души. И не столько за свою искореженную жизнь, сколько за извращение великой, как считал Бартини, коммунистической идеи. Тоталитарную сталинскую систему Бартини клеймил даже не столько за жестокость, сколько за то, что великая страна с её талантливым народом оказалась в руках тупоумных и жестоких номенклатурщиков, а из активной сферы жизни были вытеснены талантливые и честные люди, замененные бездушной посредственностью. Всё это Роберт Людвигович говорил очень эмоционально, что для его спокойной манеры общения было непривычным.

Из этих его монологов я уже тогда, в середине семидесятых годов, узнал то, что всем стало известно только после распада СССР. Слушая Роберта Людвиговича, я страшно удивлялся, как такой убеждённый коммунист

мог рассуждать подобным образом и говорить такие, на мой тогдашний взгляд, «крамольные» вещи. (Очевидно, он мне полностью доверял, хотя в то время было уже опять небезопасно выражать недовольство властью и, тем более, строем). Но дело в том, что, «раскладывая на лопатки» всё политическое и экономическое устройство в нашей стране, Роберт Людвигович оставался свято верен идеям социализма и коммунизма и не допускал ни малейших сомнений в их преимуществе перед капиталистическим укладом. Этот умнейший и чистейший человек, как ни странно, был совершенно уверен в непогрешимости самой идеи, служению которой он посвятил свою жизнь, был уверен, что всё, что произошло с нашей страной и с ним лично, являлось следствием чудовищных извращений, допущенных при воплощении этих идей. Заставить его разувериться не смогли даже страшные физические и моральные пытки, которым он подвергался в тюремных застенках. Иногда наши разговоры затрагивали и эту тему.

Роберт Людвигович рассказывал, что почти целый год после ареста по надуманному обвинению в шпионаже он провёл в московских тюрьмах, где из него выбивали (в буквальном смысле!) необходимые для следствия показания. По его словам, пережить весь этот ужас ему помогли воспитанные ещё в детстве наставниками выдержка, самообладание и умение побеждать страх. В частности, Роберт Людвигович вспоминал такой случай. Молодые люди очень любили воскресные прогулки в горы, которые устраивал им их тренер по футболу, и всегда с нетерпением ожидали их. Там на просторных горных лужайках можно было вволю погонять мяч и как следует порезвиться. И вот однажды, когда группа добралась до намеченного места и выстроилась для получения указаний перед началом игры, тренер вышел перед ними и демонстративно проколол ножом единственный мяч, который привёз с собой. Разочарованию ребят не было границ. И тогда тренер велел всем поднять повыше подбородки и, подбивая снизу нос лёгким скользящим движением указательного пальца правой руки, несколько раз хором повторить: «Стоит ли мне расстраиваться по таким пустякам!».

Урок, полученный в тот раз, запомнился Роберту Людвиговичу на всю жизнь. Он помогал ему собраться и выстоять в самых трудных обстоятельствах и в самые страшные моменты, особенно в застенках НКВД. Бартини вспоминал, как, сидя в сырой и тёмной одиночке в подвалах Лубянки, прислушивался через отдалённые крики истязаемых заключённых к гулкому стуку кованых сапог по тюремным коридорам. Было известно, что если идут трое, кого-то из заключённых уведут на расстрел, если двое — кого-то возьмут на допрос. И вот шаги двух конвойных останавлива-

ются у его камеры — значит, предстоит очередное испытание со зверским избиением, с иголками под ногти и с другими кровавыми приёмами дознания. Кровь холодела при мысли о предстоящих мучениях. И тогда он поднимал вверх подбородок и, подбивая снизу нос лёгким скользящим движением указательного пальца правой руки, произносил: «Стоит ли мне расстраиваться по таким пустякам!» Выполнение этого ритуального, «магического» действия позволяло ему собрать в кулак свою волю и более или менее спокойно, насколько это было возможно в тех условиях, встретить своих мучителей.

Вспоминать о времени, проведённом в тюрьме, Роберт Людвигович не любил. Он делал это только в тех случаях, когда хотел каким-то конкретным фактом или событием того периода проиллюстрировать свои рассуждения о безобразиях, творящихся в стране. Как-то, рассказывая о разгуле террора против наиболее популярных, деятельных партийных и советских работников, вспомнил один эпизод. Однажды в тюремном коридоре во время конвоирования на очередной допрос у него произошла случайная мимолётная встреча со своим старым итальянским другом и соратником по подпольной работе в Италии. В коридоре среди их конвоиров произошла какая-то заминка, которая дала возможность перебраться несколькими фразами. И итальянец сказал: «Ты даже не можешь себе представить, Роберто, как мне повезло! Там, в Италии, я наверняка получил бы от Муссолини 20 лет тюрьмы, а здесь Сталин дал мне всего 10!».

Иногда по моей просьбе Роберт Людвигович рассказывал о своей работе в «шарашке», как называли тюремное конструкторское бюро. Рассказывал, как он туда попал по команде Сталина, который, узнав, что Бартини является автором самолёта «Сталь-7», установившего уже после ареста мировой рекорд дальности полёта, приказал Берии разыскать его в тюремных подвалах и заставить работать. Чем, кстати, спас ему жизнь, т.к. к тому времени он уже терял последние силы и был почти при смерти от непрекращающихся побоев и пыток. Роберт Людвигович с горечью рассказывал об условиях работы и жизни в «шарашке», подробно описывал свои встречи с Берией. Рассказывал, какие унижения приходилось терпеть от подручных Берии и даже от рядовых надсмотрщиков.

Часто разговоры об этих жизненных злоключениях переходили в философские рассуждения Роберта Людвиговича о несовершенстве человеческого общества и его истоках, о человеческой натуре, о роли инстинктов и воспитания. Он говорил, что в любом живом существе господствуют два начала: первое — «взять» (добыть пищу, защититься от

опасности, уничтожить своих врагов — всё для сохранения себя); второе — «дать» (родить потомство, выкормить и вырастить его, защитить от стихии и хищников — всё для продления рода). Те же самые начала определяют и человеческую натуру, только с гораздо более сложными и многообразными проявлениями. И только воспитание и общественная мораль помогают приглушить в человеке такие качества, как агрессия, эгоизм, жадность, стяжательство и тому подобные проявления начала «взять» и развить в нём доброту, уважительность, сострадание, жертвенность и многие другие признаки начала «дать». Роберт Людвигович делил людей по признаку преобладания в них того или другого начала. В своей киноповести «Цепь» он говорит:

«... людей разделяет их порода:

Делать, дать,
 ускорять
Иль только брать, разрушать,
 тормозить.
Порода тех,
 кто без различия пола,
возраста, расы и культурного ценза
Живёт только тем,
 чтобы делать и дарить,
Те, кто лишь то имеючи,
 что успели людям отдать,
А на другой сфере
 живут иные,
Кто всегда жнёт, но никогда не сеет,
Живёт только тем, чтобы брать, обделять,
Те, кто лишь то имеют,
 что успели от других отобрать».

И дальнейшее развитие человеческой культуры и даже перспективы нашей земной цивилизации он связывал именно с результатами борьбы в людях между этими двумя определяющими началами.

На мой вопрос, каким, по его мнению, может быть будущее человеческого сообщества, Роберт Людвигович отвечал, что если люди сами себя не уничтожат своим ядерным оружием, если у них хватит ума прекратить эту сумасшедшую гонку вооружений и договориться о необходимости глобального мира, то перед человечеством должны открыться необозримые возможности дальнейшего развития. Ведь человечество ещё очень молодо и находится в самом начале своего пути. Всю его историю, по словам Роберта Людвиговича, можно упрощённо, но очень наглядно представить,

как это однажды сделал один английский учёный, в виде шестидесятиметрового обелиска (стоит в Лондоне такой обелиск, вывезенный из Египта), на вершине которого положена мелкая монета (английский пенни), а на неё — почтовая марка. Так вот, высота самого обелиска будет соответствовать тем миллионам лет, которые прошли с момента возникновения жизни на земле, толщина монеты — времени существования на земле человека, а толщина марки — историческому периоду жизни человечества. На этой модели видно, насколько мал в масштабах вселенной период исторической деятельности человека, за который он смог пройти путь от первобытно-общинного строя до современной демократии и от каменного топора до атомной энергии и полётов в космос.

А если верить учёным, что наше светило обладает запасом энергии ещё на многие миллионы лет, и учесть, что развитие, в том числе и человеческой культуры, как материальной, так и интеллектуальной, происходит с ускорением, то даже невозможно себе представить те огромные перспективы, которые имеются у человечества для его дальнейшего совершенствования. Со временем человечество будет обладать всё более мощными средствами своего развития, и уже только от самих людей будет зависеть, когда наступит сказочный «золотой век» и как он будет выглядеть.

Иногда, наряду с такими отвлечёнными разговорами, мы затрагивали ещё более абстрактную тему — работы Бартини по теоретической физике.

Увлечение физикой возникло у него ещё с детства, под влиянием личности и мировоззрений отца, особой интеллектуальной атмосферы, богатейшей библиотеке. В юности он мечтал стать профессиональным физиком. Судьба распорядилась иначе, он стал авиационным конструктором, но любовь к физике сохранилась на всю жизнь. Его никогда не покидал интерес к теоретическим вопросам на стыке физики и философии, к вопросам математического и физического отражения устройства и существования нашего мира, а превосходные знания в области естественных наук и математики позволяли ему заниматься этими вопросами на профессиональном уровне. И эти исследования стали вторым, но не менее важным для него делом, чем авиация. Ими он занимался параллельно с проектированием самолётов, используя для этого большую часть своего свободного времени, а иногда и ночные часы.

И в этом деле, как и в самолётостроении, Бартини пошёл своим, отличным от всех, путём. Его работы по теоретической физике были настолько оригинальными, настолько шли вразрез с существующими теориями, что учёные-физики их или совсем не понимали, или воспринимали с очень

большой осторожностью и массой всяческих оговорок. Роберт Людвигович в этих работах замахнулся на самые фундаментальные основы современного представления об устройстве мира.

Несовершенство существующих физических теорий, множество противоречий и парадоксов, имеющих в различных областях естественных наук и в философии, не позволявшие построить единую непротиворечивую картину мира, понуждали этого одержимого человека искать основной источник противоречий. Объяснение он нашел в порочности представления о трёхмерности пространства и одномерности времени. Роберт Людвигович принял допущение, а позднее его математически обосновал, о трехмерности, то есть объемности времени, а следовательно, шестимерности мира.

Это допущение открывало новые горизонты в исследовании многообразия бесконечного мира, но сразу же вступило в полнейшее противоречие с нашим издавна установившимся, ставшим обыденным, мироощущением. Человек, привыкший считать время непрерывно текущим только в одном направлении, из прошлого через настоящее в будущее, не в состоянии представить себе «временной объём», наполненный одновременно существующим, разным по величине и движущимся в разных направлениях реальным временем. Нужно лишь найти правильный угол зрения. Даже объемный спичечный коробок может с одной стороны выглядеть как плоская пластина. Так может быть и время линейно только в тех условиях, в которых мы его наблюдаем? А если бы мы посмотрели на него с другой позиции, например, из какого-нибудь другого пространства, может быть, мы увидели бы то же самое время каким-то другим? А если время действительно трёхмерно, то, возможно, параллельно с нами в нашем же пространстве существуют другие миры, в которых это наше общее время движется по какому-нибудь другому направлению и имеет какую-то другую структуру? Может быть, в этих параллельных мирах другая физика, другие, отличные от наших, законы природы? Может быть, такие загадочные явления, как НЛО или полтергейст, являются проявлением каких-то случайных соприкосновений этих параллельных миров с нашим?

На основании своей теории шестимерности «пространства-времени» Роберт Людвигович разработал кинематическую систему физических величин, опирающуюся на две размерные величины — длину и время, т.е. (LT), по которой любая физическая величина имеет размерность с целочисленными степенями (положительными и отрицательными) от длины и времени. «Таблица физических величин Бартини» может рассматриваться как таблица возможных законов физики и служить в физике некоторым ана-

логом таблицы Менделеева в химии. Каждая клетка этой таблицы может содержать в себе какой-то определённый закон физики.

На основании этой же теории Роберт Людвигович предложил единую простую формулу, по которой путём расчёта с любой степенью точности определяются аналитические значения для различных гравитационных, электромагнитных, субатомных и космических величин всех известных так называемых мировых или фундаментальных физических констант. Все эти константы, являющиеся бесконечными дробями, например, скорость света в вакууме, радиус электрона, гравитационный заряд, радиус гравитационного заряда, постоянная гравитации, постоянная Планка, электромагнитный заряд электрона и др., широко применяемые в фундаментальных расчётах теоретической физики, до Бартини определялись исключительно экспериментальным способом. Эксперименты требовали больших затрат, а результаты можно было получить только приближённые. Это обстоятельство, а также неизвестность природы констант, вносили некоторую постоянную неуверенность в результатах расчётов, проводимых с применением этих констант. Методика расчёта констант по Бартини, исключая проведение экспериментов, резко упрощала и удешевляла задачу, давала возможность получить значение констант с точностью до любого знака, стабилизировала их значение, подводила крепкий фундамент под всю стройную систему физических расчётов и обеспечивала необходимую научную строгость. Больше всего учёных-физиков поразило очень хорошее совпадение результатов расчёта по формуле с результатами экспериментов, которое было подтверждено сравнением, проведенным в Объединённом институте ядерных исследований в Дубне. В таблице 16.6 показано несколько примеров такого совпадения.

Таблица 16.6

	Наименование константы	Аналитическое значение	Экспериментальное значение	Расхожд.
1	Скорость света в вакууме	$2,99792500 \cdot 10^{10}$	$2,997925 \cdot 10^{10}$	0
2	Радиус электрона	$2,81798756 \cdot 10^{-13}$	$2,817939 \cdot 10^{-13}$	В 5-ом знаке
3	Электромагнитный заряд электрона	$4,80333290 \cdot 10^{-10}$	$4,80286 \cdot 10^{-10}$	В 3-ем знаке
4	Гравитационный заряд	$9,10971467 \cdot 10^{-28}$	$9,109558 \cdot 10^{-28}$	В 4-ом знаке
5	Радиус гравитационного заряда	$1,34734215 \cdot 10^{-55}$	$1,3480 \cdot 10^{-55}$	В 3-ем знаке
6	Постоянная гравитации	$6,6700200 \cdot 10^{-8}$	$6,6700 \cdot 10^{-8}$	В 5-ом знаке
7	Постоянная Планка	$6,62638594 \cdot 10^{-27}$	$6,626196 \cdot 10^{-27}$	В 4-ом знаке

Свои соображения по шестимерности мира Роберт Людвигович сформулировал ещё в конце 30-х годов. Однако опубликовать основы своей теории, а также материалы по кинематической системе физических величин и по методу аналитического определения мировых констант он смог только в 1965 году. Маститые физики-теоретики, увенчанные высокими профессорскими и академическими званиями, не хотели замечать «самодеятельного физика» Бартини, который так бесцеремонно пытался вторгнуться в «святая святых» их академической науки. В 1950 году помочь Бартини пытался президент АН СССР С.И. Вавилов, заинтересовавшийся этими его работами, но не успел из-за своей кончины. И только при содействии академика М.В. Келдыша, ставшего президентом АН, а также при поддержке академиков Н.Н. Боголюбова и Б.Н. Понтекорво в апреле 1965 года в «Докладах Академии наук СССР» было опубликовано сообщение Бартини «Некоторые соотношения между физическими константами». А в 1966 году в сборнике «Проблемы теории гравитации и элементарных частиц» под редакцией профессора К.П. Станюковича была напечатана более подробная статья Бартини «Соотношения между физическими величинами». После публикации этих статей никакой реакции со стороны официальных научных кругов не последовало — ни отрицательной, ни положительной. Однако это совершенно не смущало Роберта Людвиговича. Он продолжал упорно работать над многомерностью мира и над проблемой познания.

Что он успел ещё сделать в этой области, что оставил в наследство своим молодым коллегам — мне не известно. Знаю только по некоторым источникам, что уже после того, как Роберта Людвиговича не стало, учёные-физики стали внимательно присматриваться к его работам. Не знаю, почему, но я уверен, что учёный мир еще убедится в правильности научных воззрений Роберта Людвиговича, а понятие «шестимерный мир Бартини», рождённая его работами новая область теоретической физики — хроногеометрия, как и введённые им экзотические сегодня понятия «временной протяжённости», «временной площади», «объёма времени», с которыми современная физика ещё не имела дела, станут хрестоматийными понятиями. Имя же Р.Л. Бартини займёт достойное место в ряду наиболее выдающихся мыслителей человечества.

Р.Л. Бартини не стало в декабре 1974 года. Казалось бы, ничего не предвещало такого близкого трагического конца. До последнего дня Роберт Людвигович был, как всегда, очень активным и деятельным. Единственное, что было заметно, так это сильная усталость к концу рабочего дня.

Весь 1974 год Р.Л. Бартини усиленно работал, сильно перегружался и не позволял себе отдыхать. Ему мало было ежедневного рабочего времени, которое он полностью загружал авиационными проектами и разработкой своей системы мирового транспорта. Каждый день по вечерам и все выходные дни он работал дома над какими-то новыми задумками, которые пока ещё никому не показывал. По слухам, это были проекты чуть ли не сверхоригинального космического челнока, а также глобальной системы спасательных операций на суше и на воде. Еще он продолжал разрабатывать с несколькими молодыми физиками, прикомандированными к нему Академией наук, свою теорию шестимерного пространства, писал свою киноповесть «Цепь».

Обычно очень спокойный и уравновешенный, в последнее время Бартини постоянно находился в каком-то напряжённом состоянии, сильно нервничал. Он мне несколько раз говорил, что ему нужно торопиться, что он боится не успеть сделать всё, что хотел бы. Возможно, он что-то знал о своем здоровье, что скрывал от окружающих, никогда не жалуясь. Не случайно же врачи не разрешали ему летать.

Очевидно, экономя быстротекущее время, он перестал интересоваться деталями работ и проектов, которые уже были начаты и более или менее понятны, и переключился на новые направления. Мы тоже старались освободить его от текущих конструкторских, производственных и организационных задач. За ним оставались только самые принципиальные вопросы, которые нужно было «пробивать» на самом верху.

Свою задачу, особенно в последний год жизни, Бартини видел, как он сам говорил, в создании новых интеллектуальных заделов. Он торопился хоть какую-то часть из переполнявших его необычных идей выразить в понятном для других виде, чтобы эти идеи не затерялись после его ухода, получили продолжение, чтобы они, наконец, оставили след в головах высоких чиновников, от которых, к сожалению, только и зависела их дальнейшая судьба. Ему приходилось маневрировать, искать особые подходы к чиновникам разного ранга, чего он страшно не любил и не умел. Он вынужден был постоянно доказывать, что все его предложения — не пустые выдумки старого фантазёра, что они опираются на вполне реальную основу, имеют под собой крепкий научный и инженерный фундамент, а сам он ещё полон творческих и физических сил. Он даже красил свои седые волосы, чтобы казаться не слишком старым и вполне работоспособным, брал на встречи с крупными руководителями Симонова и меня для демонстрации молодых продолжателей его дела.

Вся эта бесконечная жёсткая борьба и особенно нервное напряжение 1974 года, в свою очередь, подтачивала и моральные, и физические силы Роберта Людвиговича. Он хоть и был удивительно мужественным и крепким человеком, но всё-таки не железным. И шёл ему уже 78-й год!

Смерть настигла Роберта Людвиговича, как определили врачи, вечером шестого декабря в его квартире в Москве. Это была пятница.

Мне рассказывали, что после окончания рабочего дня Бартини приехал домой, отпустил шофёра на выходные и поднялся в свою квартиру. Утром в понедельник шофёр, не дождавшись его выхода, решил подняться и напомнить о себе. Но когда на неоднократные звонки и стук в двери никто не ответил, он, зная, что Роберт Людвигович должен быть дома, поднял тревогу.

Взломав в присутствии милиции и понятых входную дверь, запертую изнутри, увидели, что Роберт Людвигович лежит на входе в ванную с разбитой головой без признаков жизни. В квартире больше никого не было. На письменном столе в кабинете, постоянно затемнённом, была включена настольная лампа и лежали какие-то бумаги и эскизы, горел свет также в коридоре и в ванной, а на кухне, как всегда, когда он был дома, на газовой плите были зажжены все четыре горелки.

Можно предположить, что, приехав домой, Роберт Людвигович опять сел в кабинете за работу, а когда через какое-то время пошёл в ванную, по дороге почувствовал себя плохо (возможно, из-за сердечного приступа), потерял сознание, упал и ударился затылком. Помочь было некому. Очевидно, он скончался, не приходя в сознание, и так пролежал оба выходных дня.

Обидная смерть. Ее могло не быть тогда, если бы с ним в доме постоянно был кто-то из родных, если бы о нём заботились и оберегали бы его, а сам он позволял это делать. Но, правда, это был бы уже другой Бартини.

Смерть Роберта Людвиговича застала меня в Таганроге. В Москву я сумел прилететь только к его похоронам.

Проводы Р.Л. Бартини произвели на меня очень тяжёлое, просто гнетущее впечатление. Помимо истинной трагичности самого этого события, поразило открытое, подчёркнуто циничное пренебрежение заслугами этого выдающегося человека со стороны организаторов похорон. В том, как был подготовлен и проведен обряд, ещё раз проявилось подлинное отношение к Главному конструктору. Смерть Р.Л. Бартини, как и всю его насыщенную постоянными творческими поисками жизнь, постарались спрятать от широкой общественности. Скромный стандартный некролог (фото 16.10), подписанный только руководителями среднего уровня, непосредственно связанными с авиацией, был напечатан в одной-единственной и не особен-

но популярной даже среди работников промышленности газете «Социалистическая индустрия», т.е. о смерти выдающегося авиаконструктора страна практически не узнала.

БАРТИНИ

Роберт Людовикович



6 декабря 1974 года на 78-м году жизни скоропостижно скончался один из старейших советских авиационных конструкторов Роберт Людовикович Бартини, член КПСС с 1927 года.

Р. Л. Бартини родился 14 мая 1897 года в семье итальянского дворника. С юношеских лет он переехал с семьей в Россию и в 1921 году одним из первых вступил в Коммунистическую партию Италии.

С 1923 года Р. Л. Бартини жил и работал в Советском Союзе.

Его трудовая деятельность Р. Л. Бартини была связана с авиацией. Вначале он служил инженером в ВВС РККА, а с 1930 года работал главным конструктором в различных конструкторских организациях авиационной промышленности.

Под непосредственным руководством Р. Л. Бартини в довоенные годы были созданы самолеты «Сталь-6», ДАР, «Сталь-7» и ДВ-240, в каждом из которых было воплощено много новых технических идей талантливого авиационного конструктора. На этих самолетах был установлен ряд мировых рекордов. Самолеты бомбардировщики ДВ-240 участвовали в боевых действиях во время Великой Отечественной войны. В последние годы Р. Л. Бартини успешно работал над решением ряда сложных научно-технических проблем авиационной техники.

Разносторонне образованный, обладавший большими знаниями и широкой эрудицией, он внес значительный вклад в развитие авиационной науки и техники.

Высокая принципиальность и партийность сочетались в нем с чуткостью и отзывчивостью к товарищам по работе.

Советское государство высоко оценило большие заслуги Р. Л. Бартини в развитии советского самолетостроения, наградив его орденами Ленина, Октябрьской Революции и медалями.

Светлая память о Роберте Людовиковиче Бартине, коммунисте - интернационалисте, талантливом ученом, авиационном конструкторе навсегда сохранится в наших сердцах.

Д. Ф. Устинов, Л. Я. Смирнов, И. Д. Сербан, П. В. Дементьев, Б. Е. Вугота, П. С. Кутахов, С. Г. Горшков, В. А. Казанов, М. С. Михайлов, М. А. Ильян, Н. А. Салащенко, П. Ф. Дергунов, Н. С. Сплав, Г. П. Санцев, А. А. Туполева, Н. О. Сухой, Г. В. Ионовский, А. С. Яковлев, О. К. Антонов, Р. А. Веляков, А. К. Константинов, С. В. Михеев, С. В. Ильюшин, В. М. Микутеев, А. В. Балбо, В. Ф. Леоцкий.

Фото 16.10

Некролог Р.Л. Бартини

Гражданская панихида была организована министерством прямо в посёлке Ухтомка. Гроб с телом Р.Л. Бартини был установлен в зале Дворца культуры ОКБ Камова.

Попрощаться с Робертом Людовиковичем смогли только работники ОКБ Камова, некоторые жители Ухтомки, сотрудники Ухтомского филиала, небольшая группа работников ОКБ Константинова, прилетевшая из Таганрога, да несколько министерских чиновников. Никого из высокопоставленных правительственных и партийных руководителей, присутствия которых

Р.Л. Бартини, безусловно, заслуживал, ни министра авиапромышленности, ни одного из его заместителей, никого от многочисленных научных институтов, опытно-конструкторских и производственных авиационных организаций, с которыми Роберт Людвигович тесно сотрудничал. Не приехали проститься с ним даже его непосредственные министерские начальники — А.В. Болбот и Р.С. Король.



Фото 16.11

Выход похоронной процессии из Дворца культуры ОКБ Камова

Похоронен Бартини был на малоизвестном, уже давно закрытом Введенском (или по старому «Немецком») кладбище (фото 16,11, 16,12, 16,13). Над его могилой, нашедшей себе место среди старых захоронений в дальнем углу кладбища, были произнесены несколько коротких сухих формальных речей и установлен временный металлический обелиск, наскоро сваренный на опытном производстве ОКБ Камова.

Так просто закончился жизненный путь Великого Бартини.

Вопреки торжественным обещаниям продолжать и развивать работы Роберта Людвиговича, прозвучавшим на поминальном обеде от представителей министерства и даже извечного врага Бартини — Константинова, — в первые же несколько недель после его смерти эти работы были с удивительной оперативностью полностью и повсеместно закрыты.

В Ухтомском филиале были прекращены все поисковые работы по единой транспортной системе, по исследованию физики поддува, по разработке и изучению схем летательных аппаратов с применением поддува, разорваны договора и закрыты все исследования, проводимые по тематике Бартини в научно-исследовательских институтах. А сам филиал был расформирован и прекратил своё существование. В Таганроге были полностью прекращены работы по постройке второго экземпляра ВВА-14, и он в почти готовом виде был выброшен из сборочного цеха на аэродромную свалку. Были закрыты все неоконченные работы по векторному управлению, остановлены все экспериментальные и конструкторские работы по поддуву. Единственное, чего удалось добиться, это разрешения на окончание испытаний первого экземпляра ВВА-14 с баллонно-лыжным шасси.



Фото 16.12
Вынос гроба

Умер Р.Л. Бартини, а с ним умерли и все его дела.

Добровольно отказавшись во имя коммунистических идей от миллионного состояния и блестящей аристократической карьеры, он, став гражданином страны стоящегося коммунизма, искренне мечтал и был готов отдать весь свой талант и все свои силы этому строительству, был готов посвятить свою жизнь тому, чтобы «красные самолёты летали быстрее чёрных».



Фото 16.13

Похоронная процессия на Введенском кладбище

А получил полных 10 лет тюрьмы, сначала со страшными пытками, потом с рабским трудом, длительное лишение гражданских прав и ограничение перемещений, отсутствие собственного творческого коллектива и производственной базы, положение «бездомного» Главного конструктора, непризнание и непонимание, зажим творческой деятельности, невозможность работать в полную силу, искусственное торможение его работ.

Страна, в которую он так поверил и которой отдал всего себя без остатка, предала его.

Живя и работая не в СССР, а в любой из развитых западных стран, он со своими чрезвычайными способностями, безусловно, мог совершать настоящие чудеса, и не только в области авиации. Там он имел бы для своего творчества все условия и возможности. Там его талант получил бы всеобщее признание и он, так же, как, например, Сикорский, мог бы развернуться во всю свою богатырскую силу. Там бы он мог воплотить в жизнь все свои задумки, все свои идеи, предложения и проекты, удивляя ими весь мир.

Но он жил и работал в стране так называемого «развитого социализма», в стране, изуродованной Сталиным, где любой человек считался простым «винтиком» в чудовищном, извращённом государственном механизме, в стране, в которой во всех областях жизни господствуют посредственности, безликие исполнители чужой воли, постепенно заменившие собой талантливых, самостоятельно мыслящих людей.

Пока в двадцатые и в начале тридцатых годов у руководства промышленностью, армией и авиацией были такие личности, как Орджоникидзе, Тухачевский, Алкснис и другие, которые, может быть, и не отличались высокими моральными качествами, но были умными, энергичными, инициативными и, главное, по-настоящему заинтересованными в выполняемом ими деле, — предложения Роберта Людвиговича поддерживались, продвигались, ему создавались условия для плодотворной работы. Когда же после разрушительного сталинского террора практически все старые научные, военные и промышленные кадры были уничтожены или, в лучшем случае, отстранены от дел, а на смену этим, пусть заблудившимся, но честным и преданным делу личностям, пришли послушные бездарь, тупые, безынициативные, хамовитые «водители» всех рангов, готовые выполнять любые указания начальства, но не способные самостоятельно мыслить, тем более что-то самостоятельно создавать, Бартини стал на каждом шагу ощущать противодействие своим предложениям и проектам, наталкиваться на различные искусственные препятствия в своей работе, сталкиваться со всё большим непониманием и отчуждением со стороны больших руководителей.

Остается, правда, вопрос, почему, несмотря на нестандартность и практически несовместимость идей и деятельности Роберта Людвиговича с системой, на легкость, с которой она окончательно расправлялась с подобными выдающимися людьми, он все же оставался «в обойме» главных конструкторов и пусть безрезультатно, но мог продолжать свою борьбу?

Возможно, ответ следует искать в чисто политических обстоятельствах, связанных с его итальянским происхождением.

В шестидесятых и семидесятых годах руководители КПСС старались поддерживать тесные дружеские контакты с итальянской компартией и усиленно заигрывали с её руководителями. А Бартини входил в число первых итальянских коммунистов, был близко знаком с основателями и руководителями компартии Италии Тольятти, Грамши, Гриеко, Таррачини, дружил с самим Луиджи Лонго.

Перед нелегальной переправкой в СССР свою клятву о готовности сделать всё, «чтобы красные самолёты летали быстрее чёрных», Роберт Людвигович давал на подпольной явке в горах членам ЦК КПИ Гриеко, Дженнари, Реносси и Террачини. Итальянские товарищи помнили об этой клятве и следили за тем, как Бартини её выполняет. Часто приезжая в Москву, председатель КПИ Луиджи Лонго и другие его соратники всегда встречались с Робертом Людвиговичем, интересовались его делами. Об этих встречах, которые, как правило, проходили в знаменитой подмосковной Барвихе, писали в некоторых газетах.

Чтобы показать руководителям КПИ, что направленный когда-то к нам в качестве интернационального посланника авиационный специалист Бартини действительно нужен и полезен нашей стране, что здесь ценят его труд и помощь промышленности, что советское правительство, будучи благодарным КПИ за такую помощь, активно способствует работам этого Главного конструктора, нашим партийным деятелям различных уровней, несмотря на упорное неприятие его идей и предложений, приходилось всё-таки как-то официально поддерживать эти работы на плаву.

И только смерть Роберта Людвиговича освободила этих деятелей от необходимости вести циничную двойную игру.

17. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Прошло уже более 35 лет, как не стало Р.Л. Бартини.

За время, прошедшее после его смерти, многое изменилось, и не в лучшую сторону. Распался Советский Союз. Как и предполагал Р.Л. Бартини, партийно-чиновничий режим, подменивший собой светлую идею свободного общества, рухнул. Почти полностью развалилась и наша, когда-то мощная, но не очень технически совершенная авиационная промышленность.

Все авиационные конструкторские организации и серийные заводы России и Украины находятся буквально в предсмертном состоянии, а авиационная наука других стран переживает стадию длительного творческого застоя, в результате чего технические и материальные возможности для претворения в жизнь идей Бартини стали ещё меньшими, чем при его жизни. Казалось бы, вопрос о реализации оставленного Бартини наследства вообще потерял актуальность.

Но так как без скоростного транспорта и без авиации мир уже никогда обойтись не сможет, со временем ситуация изменится.

Обязательно наступит время, когда наша авиационная промышленность возродится из мёртвых, а мировая авиационная наука и техника вступит в очередную фазу дальнейшего развития на новом уровне, когда потребуются коренное расширение возможностей транспорта, когда необходимо будет создание принципиально новых воздушных и надводных летательных аппаратов. Вот тогда идеи и работы Р.Л. Бартини получат полное признание и достойное продолжение, будут востребованы не только его «фантастические» задумки и предложения, но и его феноменальные методы конструирования, будут использованы его принципы организации науки, организационные формы разработки новых летательных аппаратов и их массового производства. Вот тогда и сам Роберт Людвигович займёт такое же место в авиации, какое в космонавтике занимает К.Э. Циолковский.

Уверен, что придёт время, когда имя Бартини станет известно всем и будет так же, как имя его великого соотечественника Леонардо да Винчи, символизировать мощь творческой мысли.

ПРИЛОЖЕНИЯ

Приложение 1

Основные геометрические параметры
планера самолёта ВВА-14 по схеме,
сформированной на стадии эскизного проекта.

1. Общие данные:

- длина самолёта 25м;
- высота самолёта с выпущенными поплавками ПВПУ 6,9м;
- размах составного крыла 28,25м;
- размах крыла с законцовками 30,0м

2. Составное крыло:

- общая площадь 162,5м²
- нагрузка на крыло
 - при $G_{взл} = 45000\text{кг}$ 276,9 кг/м²
 - при $G_{взл} = 52000\text{кг}$ 320 кг/м²

Центроплан крыла

- площадь 98м²
- относительная площадь 0,6 $S_{кр}$
- средняя хорда 14,5м
- размах 6,75м
- удлинение 0,46
- угол стреловидности передней кромки 23°
- угол стреловидности задней кромки 23°
- относительная толщина профиля 16%
- угол установки +1,50°
- угол поперечного V -3°

Механизация центроплана состоит из двух передних щитков, расположенных по обе стороны выступающего под центропланом фюзеляжа, и трех задних щитков — двух боковых, расположенных на центроплане по обе стороны от фюзеляжа, и одного центрального, закрепленного на задней части фюзеляжа.

- хорда переднего щитка 1,5м
- хорда заднего щитка 2м
- хорда заднего центрального щитка 1,7м

Консоли крыла прямые, трапециевидные.

- площадь одной консоли 32,25м²

– площадь двух консолей	64,5м ²
– относительная площадь	0,4.S _{кр.}
– корневая хорда	3,75м
– концевая хорда	2,25м
– относительная толщина профиля	14%
– размах одной консоли.	10,75м
– удлинение одной консоли	3,58
– сужение одной консоли	1,670
– угол поперечного V.	+2°

Расположение консолей относительно центроплана:

- В продольном направлении носок корневого сечения консоли расположен на 7,75м от носка средней хорды центроплана, т.е. на 53%.
- По высоте верхний контур корневого сечения консоли совпадает с верхним контуром концевой сечения центроплана.

Механизация консолей крыла состоит из выдвижных одноцелевых закрылков и зависающих элеронов.

– хорда закрылка	0,35 хорды консоли
– размах закрылка	0,46 размаха консоли
– хорда элерона	0,25 хорды консоли
– размах элерона	0,51 размаха консоли

3. Бортовые отсеки.

Поперечное сечение средней части эллиптическое с наклонной вертикальной осью и срезанной частью, образующей поднутренное днище. Носовая часть, выступающая вперед за переднюю кромку центроплана оживальной формы. Хвостовая часть, выступающая за заднюю кромку центроплана, эллиптическая сужающаяся.

– максимальная высота среднего сечения.	2,65м
– максимальная ширина среднего сечения	1,35м
– общая длина	22м
– длина носовой части (от носка концевой сечения центроплана). 3м	
– длина хвостовой части (от задней кромки концевой сечения центроплана)	5,25м
– наклон вертикальной оси среднего сечения (с внешним развалом)	+11°
– поперечная база (между вертикальными осями сечений по днищу).	7,25м
– верхний обвод совпадает с обводом концевой сечения центроплана	

– поднутренное днище плоское на всем участке крепления баллона ПВПУ.

4. Хвостовое оперение состоит из:

двух трапециевидных килей, закрепленных в верхней части бортотсеков,

двух трапециевидных консолей горизонтального оперения, закрепленных с наружной стороны задней части каждого из бортотсеков,

двух подкилевых гребней, установленных на нижней поверхности хвостовой части бортотсеков.

Киль

– площадь одного	10м ²
– площадь двух	20м ²
– корневая хорда	4,3м
– концевая хорда	1,9м
– размах	3,25м
– угол стреловидности по передней кромке	54°
– расстояние от носка корневого сечения до носка средней хорды центроплана	13,2м
– угол установки от вертикали с внешним развалом	+5°

Консоли горизонтального оперения

– площадь одной консоли	10,7м ²
– площадь двух консолей	21,4м ²
– корневая хорда	4м
– концевая хорда	1,9м
– размах	3,65м
– угол стреловидности по передней кромке	40°
– расстояние от носка корневой хорды до носка средней хорды центроплана	13,3м
– угол установки	-3°
– угол поперечного V	+5°

Подкилевые гребни

– площадь одного	2,4м ²
– площадь двух	4,8м ²
– длина от задней точки – бортотсеков	3,25м
– высота	0,75м
– угол установки от вертикали с внешним развалом	+35°

5. Гондолы подъемно-маршевых двигателей.

Спаренная гондола на центральном пилоне, установленная по оси самолета на верхней поверхности хвостовой части центроплана

- максимальный диаметр одной гондолы 1,4м
- ширина спаренной гондолы. 2,7м
- длина гондолы без поворотного сопла 5м
- длина гондолы с удлинителем и поворотным соплом 6,6м
- высота пилона 0,5м
- расстояние от носка средней хорды
- центроплана до заборников двигателей 9м
- угол установки относительно горизонта +12°

6. Фюзеляж вписан в носовую часть центроплана на 75% своего миделя и выступает под нижним контуром центроплана максимум на 0,7м.

Передняя часть фюзеляжа цилиндрическая с оживальным носом. В ней расположена герметичная отделяемая в полете кабина экипажа. В зоне центроплана выступающая нижняя часть фюзеляжа постепенно приобретает плоскую заovalенную форму и , плавно поджимаясь, совмещается с задней кромкой центроплана.

- диаметр цилиндрической носовой части 2,5м
- длина фюзеляжа 20,15м
- длина носовой части (от передней кромки центроплана) . . . 5,65м

7. Надувные баллоны ПВПУ закрепляются непосредственно к бортовкам в зоне поднутренного днища. В выпущенном (надутым) состоянии они имеют цилиндрическую форму с коническими законцовками спереди и сзади.

- диаметр надутого баллона 2м
- полная длина баллона. 16,5м
- длина цилиндрической части надутого баллона 12,5м

В убранном (сложенном) состоянии баллон подтягивается вверх к днищу бортовки и укладывается в пространство под ним. Поперечное сечение сложенного баллона представляет собой сплюснутый эллипс шириной в 1,65м и высотой в 0,8 м, прижатый снизу к бортовке.

Приложение 2

Примерная возможная методика испытаний и отработки
второго экземпляра ВВА-14 с подъёмными двигателями
на режимах вертикального взлёта и посадки
и на переходных режимах

Этап 1

Наземная отработка самолёта на специальной испытательной площадке. Под площадкой оборудована закрытая поворотной направляющей решёткой приёмная газоотводящая камера.

Самолёт, установленный баллонами ПВПУ на решётку, швартуется или жёсткой швартовкой, элементы которой снабжены системой замера усилий для определения сил и моментов, действующих на самолёт, или свободной швартовкой, обеспечивающей ограниченное перемещение самолёта.

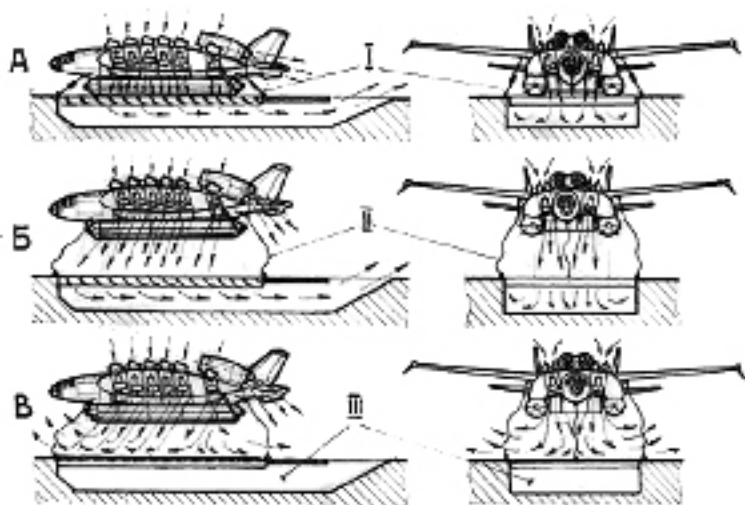


Рис. Пр-2.1

Самолёт на испытательной площадке

А — отработка при жёсткой швартовке и открытой решётке; Б — отработка при свободной швартовке и открытой решётке; В — отработка при свободной швартовке и закрытой решётке; I — жёсткая швартовка; II — свободная швартовка; III — газоотводящий канал.

Отрабатывается запуск двигателей на земле, работа подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей на висении, изучается влияние на их работу бли-

зости земли, производится изучение и отработка вторичных сил и моментов у земли и возможность и способы их компенсации, изучается характер рециркуляции выхлопных газов, проверяется эффективность органов и систем балансировки, стабилизации и управления на висении, отрабатываются средства парирования отказов двигателей и другие вопросы, которые могут возникнуть на режимах висения у поверхности (рис. Пр-2.1).

Этап 2

Изучение и отработка режимов полёта с неработающими подъёмными двигателями, но с открытыми входными и выходными устройствами подъёмной силовой установки (конфигурация, соответствующая полётной конфигурации самолёта перед запуском в воздухе подъёмных двигателей в процессе посадочного манёвра, а также после их выключения по окончании полёта).

Эти испытания должны проводиться при поэтапном ступенчатом открытии этих устройств на разных скоростях полёта, и выполняться сначала на пробежках по аэродрому (рис. Пр-2.2А, а потом — на безопасной высоте при взлёте и посадке «по-самолётному» (рис. Пр-2.2Б).

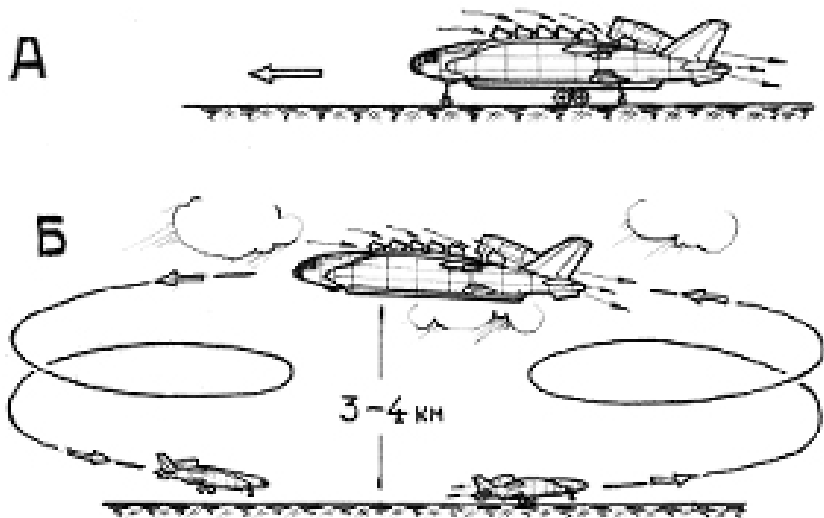


Рис. Пр-2.2

Отработка самолёта с открытыми входными и выходными устройствами подъёмной силовой установки и неработающими подъёмными двигателями

А — пробежки по аэродрому; Б — отработка в полёте на безопасной высоте.

Этап 3

Отработка запуска подъёмных двигателей на разных скоростях горизонтального полёта с выводом их на малый газ.

Эта отработка должна проводиться путём последовательного запуска единичных двигателей с постепенным переходом на групповой запуск. Таким же путём должно отрабатываться и выключение двигателей.

Испытания нужно проводить на безопасной высоте при взлёте и посадке «по-самолётному» (рис. Пр-2.3).

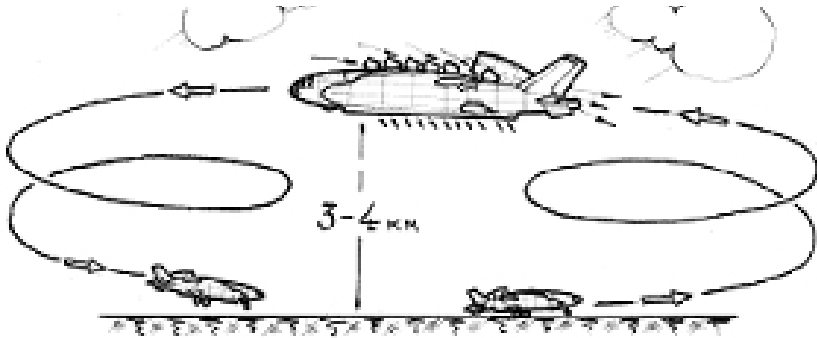


Рис. Пр-2.3

Запуск подъёмных двигателей и выход на малый газ на безопасной высоте

Этап 4

Изучение поведения самолёта и отработка режимов свободного зависания вблизи земли на высотах от 1 до 6 метров. Испытания должны проводиться отдельными этапами с постепенным наращиванием высоты висения при конфигурации с выпущенными баллонами ПВПУ (рис. Пр-2.4).

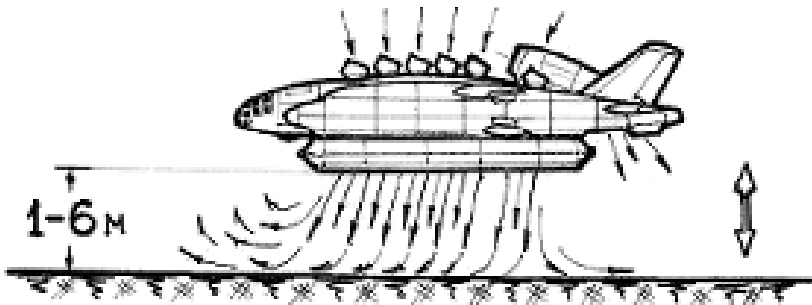


Рис. Пр-2.4

Отработка вертикального подъёма и зависания над поверхностью аэродрома

Этап 5

Отработка процессов разгона и торможения самолёта при работающих подъёмных двигателях. Эти испытания должны проводиться сначала над взлётной полосой на высоте 1-1,5 метра, а потом на безопасной высоте.

При проведении испытаний над взлётной полосой самолёт должен быть в конфигурации с убранными баллонами ПВПУ и с выпущенным колёсным шасси.

При отработке разгона разбег по полосе начинается из положения зависания. Разгон производится одновременно подъёмно-маршевыми и подъёмными двигателями поэтапно до разных скоростей, вплоть до скорости отрыва. При достижении заданной скорости все двигатели выключаются, самолёт опускается на шасси и тормозится колёсами (рис. Пр-2.5А)

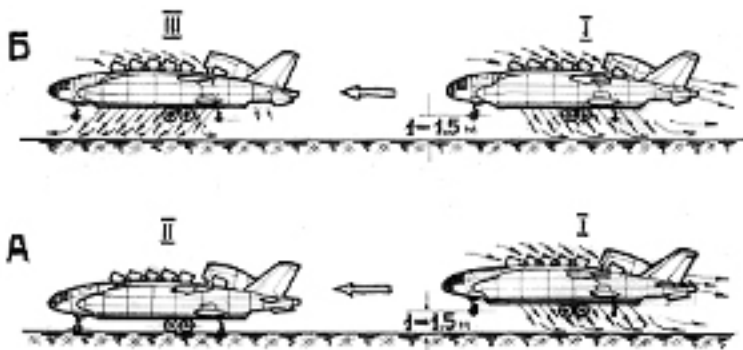


Рис. Пр-2.5

Отработка разгона и торможения самолёта подъёмными двигателями над поверхностью аэродрома

- I — разгон подъёмными и подъёмно-маршевыми двигателями из положения зависания на малой высоте; II — выключение подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей, опускание на шасси и торможение колёсами; III — торможение подъёмными двигателями до остановки с зависанием, опускание на колёсное шасси.

При отработке торможения разгон производится так же из положения зависания, самолёт разгоняется всеми двигателями опять же поэтапно до разных скоростей. Но при достижении заданной скорости подъёмные двигатели не выключаются, а переводятся из режима разгона в режим торможения, а подъёмно-маршевые изменяют свой режим на балансировочный. Торможение производится до полной потери скорости, после чего все двигатели выключаются, и самолёт опускается на колёса шасси (рис. Пр-2.5Б).

В процессе этих испытаний изучается влияние на поведение самолёта близости земли и отрабатывается система балансировки и стабилизации при движении на малых высотах.

При испытаниях в воздухе отработка режимов разгона и торможения производится одновременно.

Самолёт взлетает с разбегом, уходит на безопасную высоту, и в горизонтальном полёте выполняет торможение подъёмными двигателями. Торможение производится поэтапно до разных промежуточных скоростей с последующим разгоном опять до начальной скорости (рис. Пр-2.6).

После этих полётов выполняются полёты с торможением до нулевых скоростей с отработкой режимов висения с последующим разгоном до эволютивной скорости. Посадка осуществляется «по-самолётному» (рис. Пр-2.7).

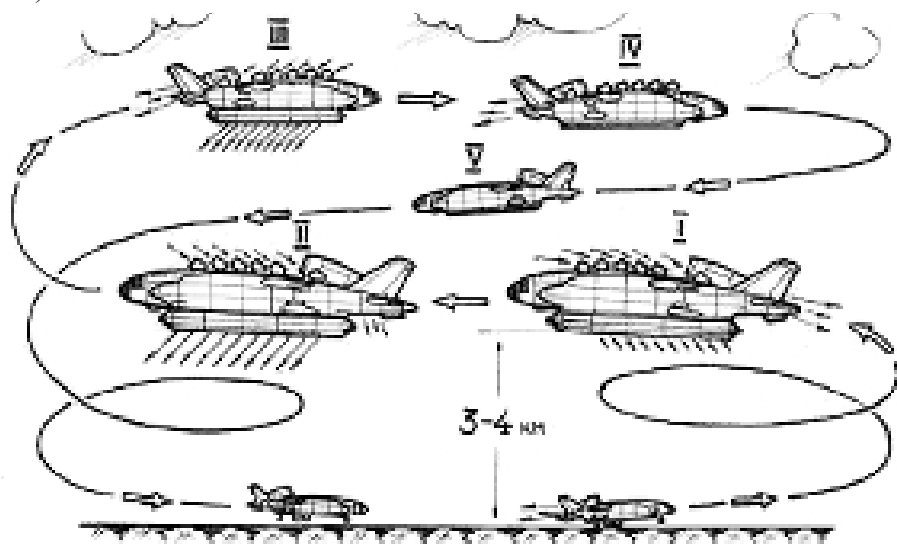


Рис. Пр-2.6

Отработка переходных режимов полёта на безопасной высоте путём поэтапного торможения самолёта до различных скоростей, вплоть до скорости $0,3V_{эвоп}$ с последующим на каждом этапе разгоном до эволютивной скорости

- I — выпуск ПВПУ, открытие входных и выходных устройств подъёмной силовой установки, запуск подъёмных двигателей и вывод на малый газ;
II — торможение подъёмными двигателями до заданной скорости; III — разгон подъёмными и подъёмно-маршевыми двигателями до эволютивной скорости; IV — уборка ПВПУ, отключение подъёмных двигателей; V — уборка входных и выходных устройств, переход к крейсерской конфигурации.

Этап 6

Изучение поведения самолёта при нормированных отказах двигателей, а также отработка средств парирования этих отказов.

Испытания должны производиться сначала на больших высотах, а потом над взлётной полосой на малой высоте. В каждом полёте должен отключаться один двигатель на режимах торможения, висения и разгона. Проверке должно подлежать отключение каждого из двенадцати подъёмных двигателей и одного из маршевых.

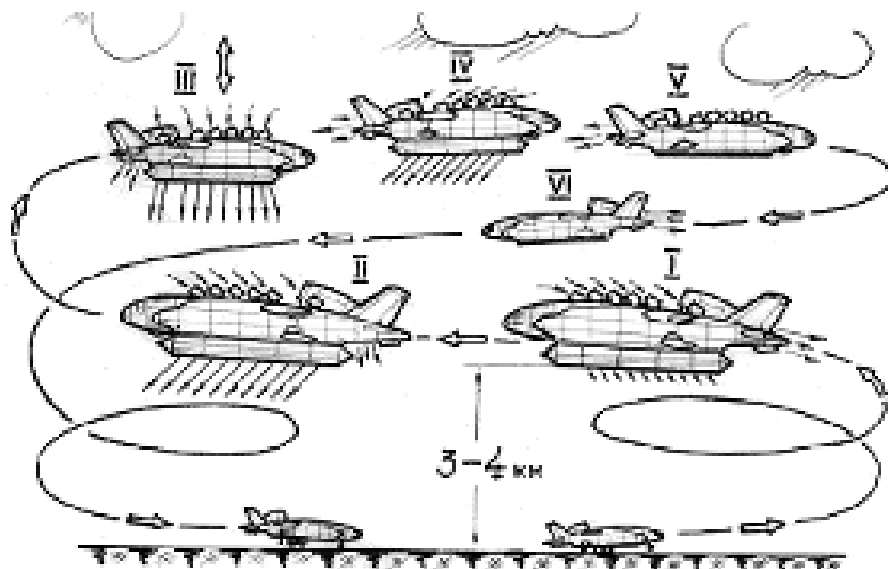


Рис. Пр-2.7

Отработка висения на безопасной высоте

I — выпуск ПВПУ, открытие входных и выходных устройств, запуск и вывод на малый газ подъёмных двигателей; II — торможение подъёмными двигателями до нулевой скорости; III — режимы висения; IV — разгон подъёмными и подъёмно-маршевыми двигателями до эволютивной скорости; V — уборка ПВПУ, отключение подъёмных двигателей; VI — уборка входных и выходных устройств, переход к крейсерской конфигурации.

Этап 7

Отработка вертикальных взлётов с земли с зависанием после отрыва и с последующим разгоном и посадкой «по-самолётному» (рис. Пр-2.8)

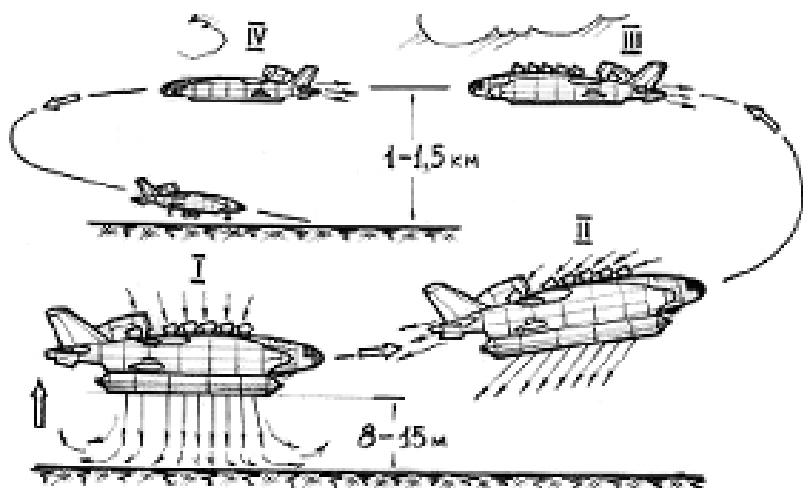


Рис. Пр-2.8
Вертикальный взлёт

I — вертикальный уход от поверхности с зависанием; II — разгон подъёмными и подъёмно-маршевыми двигателями и набор высоты; III — отключение подъёмных двигателей и уборка ПВПУ; IV — закрытие входных и выходных устройств, переход к крейсерской конфигурации и заход на посадку.

Этап 8

Отработка вертикальных посадок на землю со взлётом «по-самолётному» (рис. Пр-2.9).

Этап 9

Отработка точечных взлётов с земли. В этих полётах разгон самолёта начинается одновременно с отрывом от поверхности (с момента выхода на газовую «подушку»). Посадка может осуществляться как вертикально, так и «по-самолётному» (рис. Пр-2.10).

Этап 10

Отработка точечной посадки на землю. В этих полётах взлёт может осуществляться любым из трёх способов: «по-самолётному», вертикально или точечно, а торможение на посадке происходит при газодинамическом контакте самолёта с поверхностью аэродрома (рис. Пр-2.11).

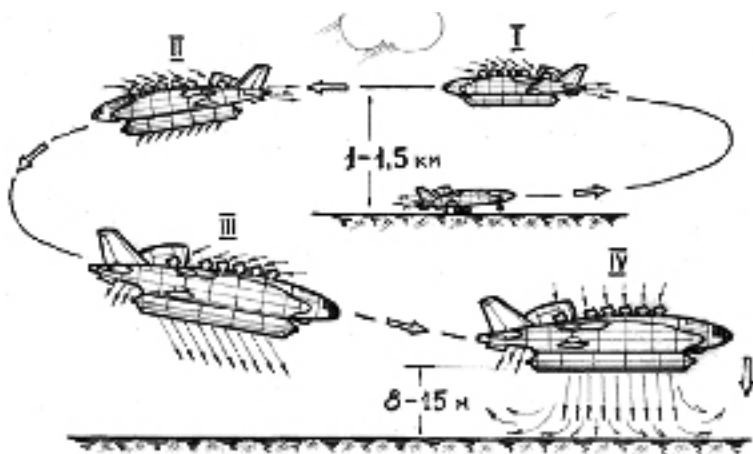


Рис. Пр-2.9
Вертикальная посадка

I — выпуск ПВПУ и открытие входных и выходных устройств; II — запуск и перевод на малый газ подъёмных двигателей; заход на посадку; III — торможение подъёмными двигателями и спуск на глиссаде; IV — зависание над аэродромом и вертикальная посадка.

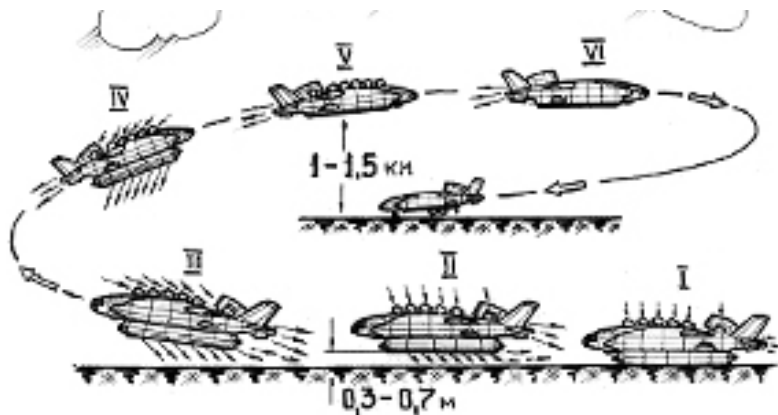


Рис. Пр-2.10
Точечный взлёт

I — открытие входных и выходных устройств, запуск подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей при стоянке на взлётной полосе на ПВПУ; II — подъём на малую высоту с одновременным разгоном (движение на газовой подушке);

III — уход от поверхности; IV — дальнейший разгон до эволютивной скорости с набором высоты; V — выключение подъёмных двигателей, уборка ПВПУ; VI — закрытие входных и выходных устройств, переход к крейсерской конфигурации.

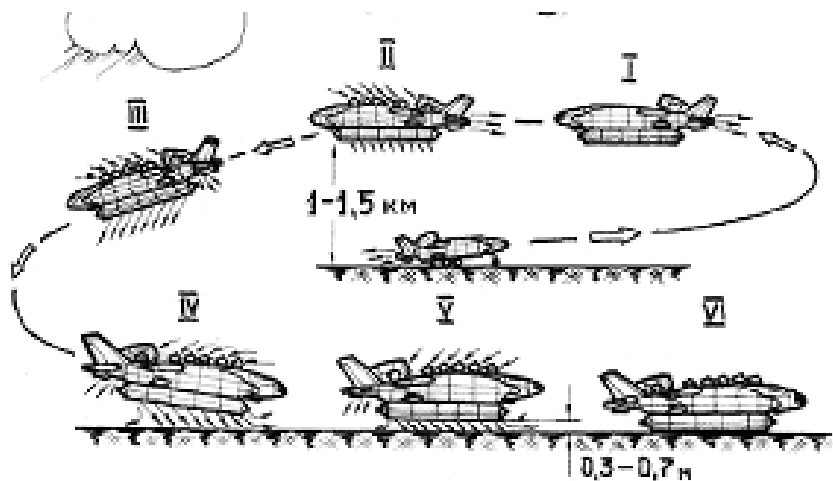


Рис. Пр-2.11
Точечная посадка

I — выпуск баллонов ПВПУ; II — открытие входных и выходных устройств, запуск подъёмных двигателей и перевод их на малый газ; заход на посадку; III — торможение подъёмными двигателями на посадочной глиссаде; IV — подход к поверхности аэродрома и посадка на газовую подушку; V — движение на газовой подушке с торможением; VI — остановка, опускание на поверхность, выключение всех двигателей.

В процессе всех испытательных полётов с сухопутного аэродрома производится:

- окончательная отработка подъёмной и подъёмно-маршевой силовых установок со всей механизацией их входных и выходных устройств;
- отработка и доводка систем балансировки, стабилизации и управления самолётом и силовыми установками;
- отработка методик выполнения взлёта, посадки и всех переходных режимов;
- определение оптимальных траекторий взлёта и посадки с учётом рециркуляции выхлопных газов и обеспечения минимального времени работы подъёмных двигателей.

Проведение испытаний на большой высоте, а также в процессе пробежек и подлётов над взлётной полосой, что обеспечивается установкой на втором экземпляре самолёта колёсного шасси, кроме создания возможности раздельного поэтапного изучения и отработки отдельных режимов полёта, гарантирует безопасность экипажа и сохранность самолёта при проведении всего цикла этих испытаний. При полётах на больших вы-

сотах в случае возникновения каких-то неполадок или непредвиденного поведения самолёта на испытательном режиме, есть запас высоты и времени для того, чтобы успеть прекратить опасный режим, изменить конфигурацию самолёта и осуществить безопасную посадку «по-самолётному».

При проведении испытаний над взлётной полосой на очень малых высотах возникновение непредвиденных ситуаций вообще не опасно, т.к. даже грубое падение с такой высоты на колёса шасси или на выпущенные надувные баллоны ПВПУ при ограниченных скоростях поступательного движения не может привести к возникновению больших перегрузок.

После окончания испытаний над сушей, когда будут изучены все особенности самолёта, и когда он научится свободно летать с сухопутного аэродрома «по-вертикальному», необходимо провести его испытания над водой.

Начинать такие испытания нужно со спуска самолёта на воду на баллонах ПВПУ, с отработки подъёмной силовой установки сначала на плаву (запуск двигателей, режим малого газа), затем при вертикальном подъёме и зависании над водой на разной высоте (режимы от малого газа до взлётно-го), а также с изучения влияния на работу подъёмных двигателей близости водной поверхности и возникающего в результате этого противодействия на выходе этих двигателей (рис. Пр-2.12).



Рис. Пр-2.12
Самолёт на воде

I — спуск самолёта на воду; II — отработка запуска и режимов малого газа подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей на плаву; III — отработка подъёмных двигателей на режимах висения над водной поверхностью на разных высотах.

После этого необходимо выполнить серию испытаний по взлёту с воды и по посадке на воду. Такие испытания при необходимости могут проводиться как с использованием сухопутного аэродрома [взлёт с аэродрома «по-самолётному» или вертикально — посадка на воду вертикально или точно (рис. Пр-2.13), взлёт с воды вертикально или точно — посадка на аэродром вертикально или «по-самолётному» (рис. Пр-2.14 и Пр-2.15),] так и без него (вертикальный или точечный взлёт с воды и такая же посадка на воду).

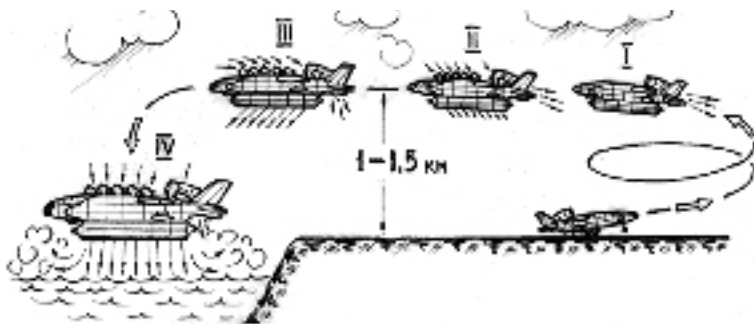


Рис. Пр-2.13

Вертикальная посадка на воду при взлёте с суши «по-самолётному»

I — выпуск ПВПУ; II — открытие входных и выходных устройств, запуск подъёмных двигателей и вывод их на малый газ; III — торможение подъёмными двигателями на посадочной глиссаде; IV — зависание над водой и вертикальное приводнение

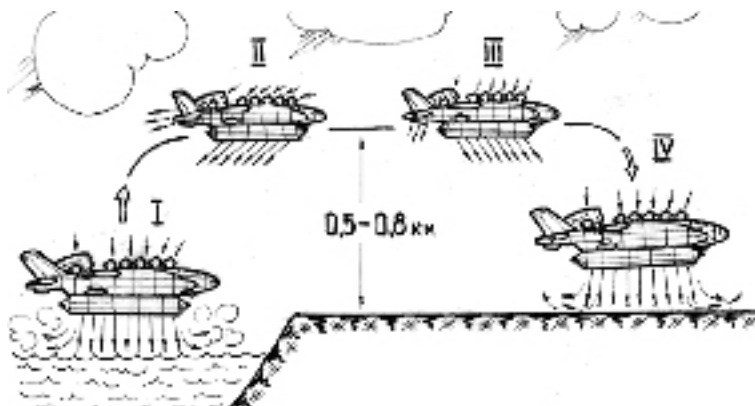


Рис. Пр-2.14

Вертикальный взлёт с воды с вертикальной посадкой на сушу

I — вертикальный выход из воды с последующим зависанием; II — разгон подъёмными двигателями до эволютивной скорости, уменьшение режимов двигателей и перелёт в зону посадки; III — торможение подъёмными двигателями и спуск к месту посадки; IV — зависание и вертикальное приземление.

В процессе испытаний на воде производится:

- определение интенсивности брызгообразования и отработка защиты двигателей от попадания в них воды;
- определения возможного увеличения максимального взлётного веса при точечном взлёте с воды за счёт дополнительной подъёмной силы на брызговой подушке под самолётом;

- определение достаточности средств балансировки, стабилизации и управления с учётом действия на самолёт брызговых потоков на малой высоте над водой;
- определение ограничения по волнению моря.

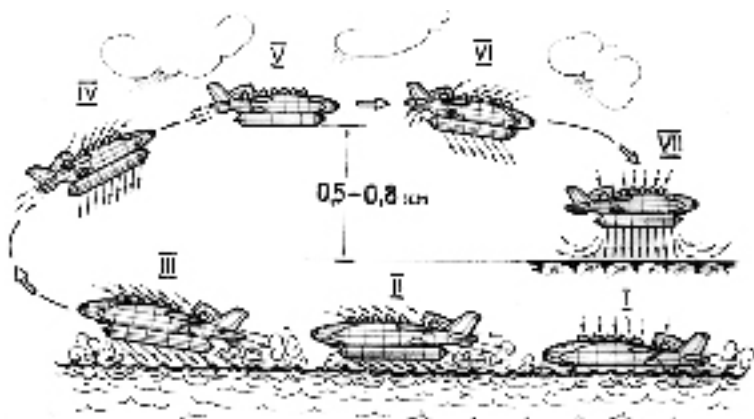


Рис. Пр-2.15

Точечный взлёт с воды с вертикальной посадкой на сушу

I — запуск подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей и вывод их на малый газ при положении самолёта на плаву; II — подъём на малую высоту с одновременным разгоном (движение на газопароводяной подушке); III — уход от поверхности воды; IV — дальнейший разгон до эволютивной скорости с набором высоты; V — отключение подъёмных двигателей, горизонтальный полёт на маршевых двигателях в зону посадки с выпущенными баллонами ПВПУ и открытыми входными и выходными устройствами; VI — включение подъёмных двигателей, торможение со снижением к месту посадки; VII — зависание над точкой посадки, вертикальный спуск и приземление.

Приложение 3

Схематические циклограммы основных вариантов взлётов и посадок ВВА-14.

Циклограмма № 1

Вертикальный взлёт с земли (самолёт с нормальным взлётным весом).

- Запуск ВСУ. Включение самолёта под ток.
- Открытие створок, направляющих решёток и дефлекторов воздухозаборников подъёмных двигателей.
- Открытие нижних створок подъёмных двигателей.
- Поворот сопел подъёмно-маршевых двигателей на угол $\varphi_{\text{ПМД}} = +8^\circ - 10^\circ$.
- Разворот лопаток выхлопных решёток подъёмных двигателей на угол $\varphi_{\text{ПД}} = -8^\circ$.
- Включение перекрёстной связи $\varphi_{\text{ПМД}} = f(R_{\text{ПД}})$.
- Выпуск закрылков во взлётное положение.
- Включение «векторной» системы управления.
- Запуск подъёмно-маршевых двигателей. Перевод их на режим малого газа.
- Запуск подъёмных двигателей. Перевод их на режим малого газа.
- Одновременный энергичный перевод газа подъёмно-маршевых двигателей на режим $0,5 \bar{R}_{\text{max}}$, а газа подъёмных двигателей — на режим $0,8 \bar{R}_{\text{max}}$ (или на режим, соответствующий уходу от поверхности для конкретного взлётного веса, но, как правило, не более $0,8 \bar{R}_{\text{max}}$) Отрыв самолёта от поверхности. Перед отрывом для преодоления возмущающего пикирующего момента, возникающего от эффекта близости земли и имеющего на высоте от $H = 0$ до $H = 1,5\text{м}-2\text{м}$ величину порядка -10т м (график 9.18), необходимо ручку пилота заранее взять «на себя», а по мере подъёма на высоту $2-2,5\text{м}$ плавно вернуть её в первоначальное положение.
- Вертикальный подъём самолёта с заданной вертикальной скоростью на заданную высоту. Работает перекрёстная связь $\varphi_{\text{ПМД}} = f(R_{\text{ПД}})$ и стабилизация «векторной» системой управления. Угол атаки — близкий к стояночному.
- Снижение режима подъёмных двигателей для уравнивания самолёта на заданной высоте. Режим неподвижного висения. Стабилизация

«векторной» системой. При необходимости маневра на высоте висения с малой горизонтальной скоростью — подключение перекрёстной связи $\varphi_{\text{ПМД}} = f(R_{\text{ПМД}})$.

- Уборка ПВПУ. Выключение ВСУ.
- Переключение на перекрёстную связь $\varphi_{\text{ПД}} = f(R_{\text{ПМД}})$ в режим разгона.
- Перевод газа подъёмно-маршевых двигателей на режим \bar{R}_{max} , а подъёмных двигателей — на $0,8 \bar{R}_{\text{max}}$ (или тоже на \bar{R}_{max}).
- Начало разгона. Перекрёстная связь переводит лопатки решёток подъёмных двигателей на угол $\varphi_{\text{ПД}} = +25^\circ \text{ — } 30^\circ$.
- Разгон идёт с набором высоты. [В том случае, когда нет необходимости выполнять висение, после достижения заданной высоты необходимо немедленное переключение на перекрёстную связь $\varphi_{\text{ПД}} = f(R_{\text{ПМД}})$], перевод газа подъёмно-маршевых и подъёмных двигателей на взлётный режим и одновременная уборка ПВПУ с выключением ВСУ. Начало разгона с набором высоты.

По мере разгона:

- угол атаки увеличивается с увеличением скорости;
- устранение частичного разбаланса и стабилизация системой «векторного» управления;
- на скорости $V = 100$ км/час включение вспомогательной балансировочной связи (плавное выключение 2-го, 3-го, 8-го и 9-го подъёмных двигателей по возрастанию скорости);
- на скорости $V = 150$ км/час перевод стабилизатора на увеличение угла установки до $+6^\circ$ по мере роста скорости до $V = 250$ км/час.
- При скорости $V = 200$ км/час — начало плавного снижения режима работы всех подъёмных двигателей.

На скорости $V = 260\text{--}280$ км/час:

- полное выключение подъёмных двигателей;
- переключение «векторного» управления на аэродинамическое с одновременным триммированием рулевых поверхностей для осуществления балансировки;
- уборка направляющих решёток, дефлекторов и закрытие створок воздухозаборников подъёмных двигателей;
- установка лопаток выхлопных решёток подъёмных двигателей в походное положение и закрытие нижних створок;
- перевод выхлопных сопел подъёмно-маршевых двигателей в крейсерское положение;
- уборка закрылков;

- перевод подъёмно-маршевых двигателей на режим набора высоты. По мере дальнейшего роста скорости;
- возвращение угла установки стабилизатора в исходное положение;
- обратная перебалансировка со снятием триммирования рулевых поверхностей.

Циклограмма № 2

Вертикальный взлёт с воды (самолёт с нормальным взлётным весом)

Циклограмма вертикального взлёта с воды аналогична циклограмме № 1 взлёта с земли за исключением следующих моментов:

- Перед началом подготовки к взлёту во избежание неуправляемого движения по воде при запуске двигателей и их работе на малом газу самолёт необходимо устанавливать на плавучий якорь, а перед выполнением команды на взлёт — снимать с якоря.
- Так как при работающих подъёмных двигателях на самолёте, имеющем конфигурацию для вертикального взлёта ($\varphi_{\text{ГД}} = -8^\circ$), вблизи водной поверхности возникает возмущающий кабрирующий момент величиной $+30 \text{ т м}$ при $H = 0$, плавно уменьшающийся до нуля на высоте $H = 4 \text{ м}$ (Граф. 9.22), перед отрывом самолёта от воды необходимо для парирования этого момента ручку пилота, в отличие от взлёта с земли, заранее отклонить «от себя», а по мере роста высоты до 4-х метров — вернуть её в первоначальное положение.

Циклограмма № 3

Вертикальная посадка на землю (самолёт с нормальным посадочным весом)

- Снижение и выход в зону посадки.
- Уменьшение скорости до скорости выпуска закрылков и ПВПУ. Выпуск закрылков в посадочное положение. Выпуск ПВПУ.
- Открытие створок воздухозаборников подъёмных двигателей. Выпуск направляющих решёток и дефлекторов воздухозаборников. Открытие нижних створок, поворот лопаток выхлопных решёток в положение для запуска подъёмных двигателей.
- При этом балансировка обеспечивается триммированием аэродинамических рулевых поверхностей и увеличением угла установки стабилизатора до $+6^\circ$.

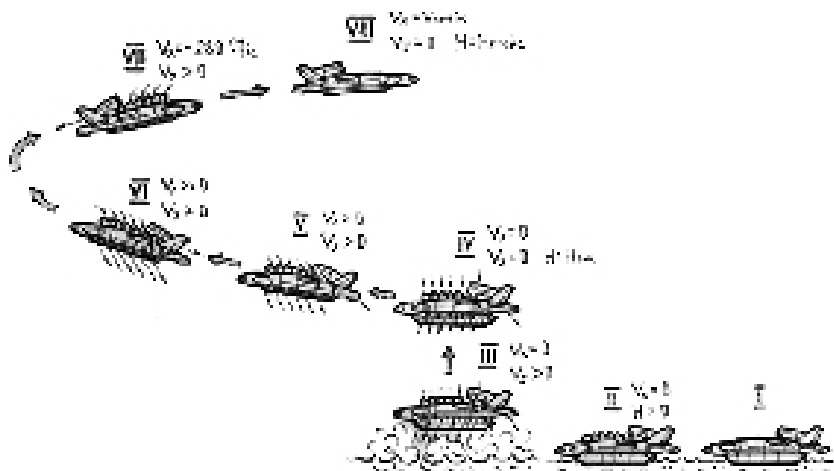


Рис. Пр-3.1
Циклограмма вертикального взлёта

I — Выполнение боевых функций на плаву (стоянка на земле). II — Запуск ВСУ. Подготовка взлётной конфигурации. Запуск маршевых и подъёмных двигателей и перевод их на малый газ; III — Перевод всех двигателей на режим взлёта. Отрыв от поверхности и вертикальный подъём на высоту висения; IV — Режим неподвижного висения. Уборка ПВПУ, выключение ВСУ; V — Начало разгона; VI — Разгон до $V = 260-280$ км/час с набором высоты; VII — Выключение подъёмных двигателей и переход на крейсерскую конфигурацию; VIII — Крейсерский полёт.

- Включение перекрёстной связи $\varphi_{\text{ПД}} = f(R_{\text{ПМД}})$ в режим торможения.
- Включение вспомогательной балансировочной связи.
- Подключение к работе «векторного» управления.
- Запуск подъёмных двигателей от авторотации и перевод их на малый газ.
- Плавное снижение тяги подъёмно-маршевых двигателей до значения $(0,2-0,3) R_{\text{max}}$ с одновременным поворотом их выхлопных сопел на угол $\varphi_{\text{ПМД}} = 20^\circ-22^\circ$ и наращиванием тяги подъёмных двигателей от малого газа до $0,8 R_{\text{max}}$. По мере снижения тяги подъёмно-маршевых двигателей перекрёстная связь разворачивает лопасти выхлопных решёток подъёмных двигателей вперёд на угол $\varphi_{\text{ПД}} = -22^\circ-25^\circ$.
- Начало режима торможения.

Благодаря вспомогательной балансировочной связи тяга разных подъёмных двигателей наращивается неравномерно.

Двигатели №2,3,8 и 9 отстают по росту тяги в соответствии с графиком 9.38.

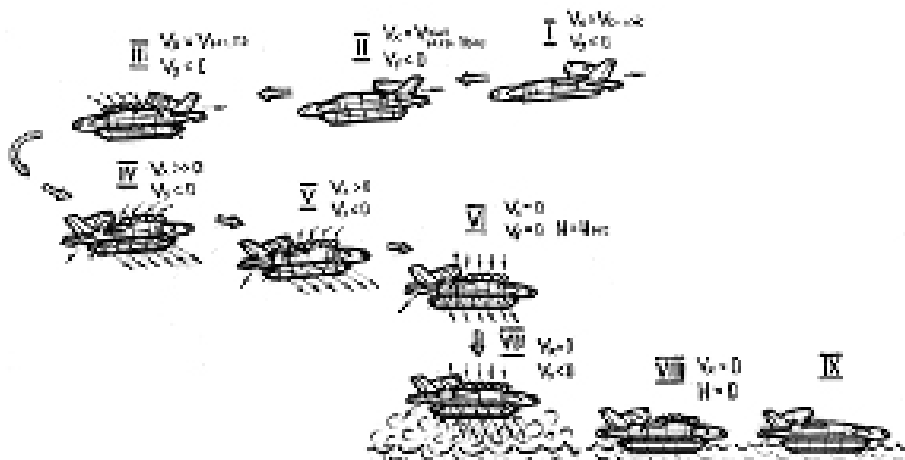


Рисунок Пр-3.2
Циклограмма вертикальной посадки

I — Режим снижения перед посадкой. II — Уменьшение режима маршевых двигателей. Снижение скорости, выпуск закрылка и ПВПУ. III — Подготовка посадочной конфигурации, запуск подъёмных двигателей от авторотации и перевод их на малый газ. IV — Перевод маршевых и подъёмных двигателей на режим торможения. Режим торможения с одновременным снижением. V — Подход к месту посадки. Торможение до нулевой скорости и выход на точку приземления (приводнения). VI — Режим неподвижного висения над точкой приземления (приводнения). VII — Вертикальное снижение на точку приземления (приводнения). VIII — Выключение всех двигателей. Запуск ВСУ и смена конфигурации на стояночную. Выключение ВСУ. IX — Стоянка на земле или выполнение боевых функций на плаву.

Торможение происходит с небольшим набором высоты (аэродинамическая подъёмная сила падает с уменьшением скорости менее интенсивно, чем растёт подъёмная сила двигателей).

По мере торможения происходит:

- уменьшение угла атаки до $\alpha = 0$ и даже $\alpha = -3^\circ$;
- уменьшение угла установки стабилизатора с доведением его до крейсерского при $V = 150$ км/час.

Стабилизация и управление осуществляется совместно аэродинамическими рулями и «векторным» управлением.

- При приближении к нулевой скорости выключается связь $\varphi_{\text{ПД}} = f(R_{\text{ПМД}})$, лопасти выхлопных решёток подъёмных двигателей плавно поворачиваются на угол $\varphi_{\text{ПД}} = -8^\circ$, сопла подъёмно-маршевых двигателей устанавливаются на угол $\varphi_{\text{ПМД}} = +28^\circ-30^\circ$, а их режим переводится на $0,5R_{\text{max}}$ (конфигурация для висения).

- При торможении до $V=0$ тяга подъёмных двигателей уменьшается до уровня, необходимого для уравнивания самолёта на заданной высоте.

Режим неподвижного висения.

- Включение перекрёстной связи $\varphi_{\text{ПМД}} = f(R_{\text{ПМД}})$.
- Медленное перемещение самолёта в горизонтальной плоскости на высоте висения на точку приземления.
- Переключение на перекрёстную связь $\varphi_{\text{ПМД}} = f(R_{\text{ПД}})$.
- В том случае, когда при посадке нет необходимости в зависании, выход на точку приземления и снижение на неё можно осуществлять сразу в процессе торможения. Тогда из циклограммы исключается уравнивание самолёта на определённой высоте и перемещение на ней с использованием перекрёстной связи $\varphi_{\text{ПМД}} = f(R_{\text{ПМД}})$.
- Уменьшение тяги подъёмных двигателей.
- Снижение до точки приземления.
- Балансировка осуществляется перекрёстной связью, а разбаланс, возникающий у самой поверхности из-за дополнительного пикирующего момента от влияния земли, устраняется лётчиком вручную через «векторное» управление созданием управляющего кабрирующего момента.
- Касание поверхности баллонами ПВПУ.
- Энергичный перевод подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей на малый газ и их выключение.
- Запуск ВСУ.
- Уборка закрылков.
- Выключение «векторного» управления.
- Растриммирование аэродинамических рулевых поверхностей.
- Уборка направляющих решёток и дефлекторов воздухозаборников подъёмных двигателей, закрытие входных створок.
- Поворот лопаток выхлопных решёток подъёмных двигателей в походное положение, закрытие нижних створок.
- Установка поворотных выхлопных сопел подъёмно-маршевых двигателей в маршевое положение.
- Выключение ВСУ.

Циклограмма № 4

Вертикальная посадка на воду (самолёт с нормальным посадочным взлётом)

В отличие от циклограммы № 3 вертикальной посадки на землю циклограмма посадки на воду имеет следующие особенности:

- В момент приводнения разбаланс от близости поверхности устраняется лётчиком через «Векторную» систему управления путём создания управляющего пикирующего (а не кабрирующего) момента;
- После приводнения и выключения подъёмных двигателей подъёмно-маршевые двигатели не выключаются, а переводятся на повышенный режим работы для обеспечения движения по воде к месту швартовки и для удержания самолёта на гребне волн при сильном волнении;
- Движение по воде производится со скоростью 30-35 км/час. Устранение возможной циркуляции и управление по курсу при этом производится раздельным изменением режимов работы каждого из подъёмно-маршевых двигателей;
- Уборка закрылков, закрытие створок и т.п. производится в процессе движения к месту швартовки от работающих подъёмно-маршевых двигателей. Запуск ВСУ в этом случае не требуется. Выключение подъёмно-маршевых двигателей перед установкой самолёта на плавучий якорь или перед швартовкой.

Циклограмма № 5

Точечный взлёт с земли (самолёт с перегруженным взлётным весом)

- Запуск ВСУ; включение самолёта под ток.
- Открытие створок, направляющих решёток и дефлекторов воздухозаборников подъёмных двигателей.
- Открытие нижних створок подъёмных двигателей.
- Установка сопел подъёмно-маршевых двигателей на угол $\varphi_{\text{ПМД}} = +20^\circ - 22^\circ$ и разворот лопаток выхлопных решёток подъёмных двигателей на угол $\varphi_{\text{ПД}} = +20^\circ$. (При таких углах и при работе подъёмных двигателей на режиме $0,8 R_{\text{max}}$, а подъёмно-маршевых двигателей — на режиме максимальной тяги можно — во-первых, в непосредственной близости от земли в диапазоне рабочих высот от 0,2м до 0,5м получить максимальный прирост дополнительной подъёмной силы (см. Граф. 9.16);

— во-вторых, сбалансировать кабрирующий момент от тяги подъёмных двигателей пикирующим моментом от тяги подъёмно-маршевых двигателей (см. Граф. 9.1в).

- Выпуск закрылков во взлётное положение.
- Включение «векторного» управления.
- Запуск подъёмно-маршевых двигателей. Перевод их на режим малого газа.
- Запуск подъёмных двигателей. Перевод их на режим малого газа.
- Почти одновременный (с интервалом в 2-3 сек) энергичный перевод газа подъёмных двигателей на режим $0,8 R_{\text{max}}$, а подъёмно-маршевых — на взлётный режим.
- Начало отрыва от поверхности с одновременным разгоном.
- Перед отрывом для компенсации начального пикирующего момента, равного по величине порядка 17-19 т м (Граф. 9.18) и возникающего в первый момент ухода от поверхности, лётчику необходимо заранее взять ручку «на себя».
- Подъём самолёта на высоту 0,2-0,5м в зависимости от взлётного веса (от величины перегруза) и разгон на этой высоте до скорости $M = 60-70$ км/час.
- После отрыва от поверхности ручку необходимо энергично отдать «от себя», т.к. возмущающий момент у земли по мере увеличения высоты довольно резко меняется и по величине, и по знаку (см. Граф. 9.18), а по мере разгона продолжать отдавать «от себя», но уже плавно, возвращая её в нейтральное положение и этим уравнивая при помощи «векторного» управления растущий по скорости возмущающий кабрирующий момент (см. Граф. 9.19а).
- При достижении скорости $V = \sim 70$ км/час перевод поворотных сопел подъёмно-маршевых двигателей на угол $\varphi_{\text{ПМД}} = +28^\circ$ и подключение перекрёстной связи $\varphi_{\text{ПД}} = f(R_{\text{ПМД}})$ в режим разгона. Этой связью лопатки выхлопных решёток подъёмных двигателей переводятся на угол $\varphi_{\text{ПД}} = +(28^\circ-30^\circ)$.
- Продолжение разгона с увеличенной интенсивностью и с некоторым увеличением высоты полёта, но с сохранением непосредственной близости к земле.
- Постоянный рост управляющего пикирующего момента по скорости. По мере разгона:
 - угол атаки увеличивается, что приводит к росту дополнительной подъёмной силы и к уменьшению возмущающего момента (см. Граф. 9.24б);

- при достижении скорости $V=100\text{ км/час}$ включается вспомогательная балансирующая связь, по которой начинается плавное выключение 2-го, 3-го, 8-го и 9-го подъёмных двигателей.

При достижении скорости $V = 150 \text{ км/час}$:

- перевод самолёта на угол атаки $\alpha = 6^\circ$;
- уход от поверхности с продолжением разгона и набора высоты.

На этой скорости и при этом угле атаки суммарная аэродинамическая подъёмная сила (чисто аэродинамическая и наведенная интерференцией с подъёмными двигателями) достигает таких значений, при которых может компенсировать возможный перегруз самолёта (до $40\% G_{\text{взл}}$ — см. Граф. 9.13а и 9.16) уже без помощи дополнительной подъёмной силы от влияния земли;

- перебалансировка самолёта в момент ухода от поверхности системой «векторного» управления (уменьшением управляющего пикирующего момента);
- после ухода от поверхности перевод стабилизатора на увеличение угла установки до $+6^\circ$ по мере роста скорости до $V = 250 \text{ км/час}$.
- при дальнейшем разгоне с набором высоты — уборка ПВПУ и выключение ВСУ.
- при скорости $V = 200 \text{ км/час}$ начало плавного снижения режимов работы всех подъёмных двигателей.
- на скорости $V = 250\text{--}300 \text{ км/час}$ полное выключение подъёмных двигателей.

(Дальше всё, как при вертикальном взлёте по циклограмме № 1).

Циклограмма № 6

Точечный взлёт с воды (самолёт с перегруженным взлётным весом)

- Запуск ВСУ; включение самолёта под ток.
- Запуск подъёмно-маршевых двигателей. Перевод их на режим малого газа.
- Снятие самолёта с плавучего якоря (или со швартовки).
- Перевод газа подъёмно-маршевых двигателей на режим $0,3 R_{\text{max}}$ для удержания самолёта на гребне волн при большом волнении или (и) для продвижения своим ходом от места швартовки в зону взлёта.

По ходу движения по воде:

- открытие створок, направляющих решёток и дефлекторов воздухозаборников подъёмных двигателей;
- открытие нижних створок подъёмных двигателей.

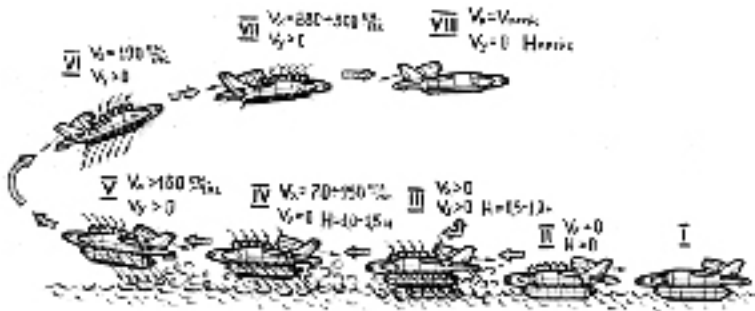


Рисунок Пр-3.3
Циклограмма точечного взлёта

I — Выполнение боевых функций на плаву (стоянка на земле), II — Запуск ВСУ. Подготовка взлётной конфигурации. Запуск маршевых и подъёмных двигателей и перевод их на малый газ. Выход на стартовую позицию, III — Перевод всех двигателей на режим взлёта. Отрыв от поверхности, подъём на малую высоту разгона и начало разгона, IV — Режим разгона у поверхности до скорости $V = 150$ км/час, V — При скорости $V = 150$ км/час уход от поверхности с продолжением разгона и с набором высоты, VI — Разгон до скорости $V = 180-190$ км/час с набором высоты. Выключение подъёмных двигателей и переход на крейсерскую конфигурацию, VII — Разгон до скорости $V = 280-300$ км/час с набором высоты. Выключение подъёмных двигателей и переход на крейсерскую конфигурацию, VIII — Крейсерский полёт.

- установка сопел подъёмно-маршевых двигателей на угол $\varphi_{\text{ПМД}} = +16^\circ$ и разворот лопаток выхлопных решёток подъёмных двигателей на угол $\varphi_{\text{ПД}} = +10^\circ$. (При работе подъёмных двигателей на режиме $0,8 R_{\text{max}}$, а подъёмно-маршевых двигателей — на взлётном режиме такие углы — во-первых, обеспечивают максимальный прирост дополнительной — подъёмной силы в рабочем диапазоне высот ($119\% R_{\text{УПД}}$ при $H = 0,6\text{ м}$ и $27\% R_{\text{УПД}}$ при $H = 2,0\text{ м}$ — см. граф. 9.20); — во-вторых, уравнивают кабрирующие моменты от тяги подъёмных двигателей пикирующими моментами от тяги подъёмно-маршевых двигателей (см. Граф. 9.1в)).

Использование больших углов разворота лопаток выхлопных решёток подъёмных двигателей в момент отрыва от воды, что дало бы более быстрый разгон самолёта, ограничивается при $H = 0,6\text{ м}$ мощностью «векторной» системы по созданию управляющих кабрирующих моментов (см. Граф. 9.69), а кроме того, не выгодно с точки зрения получения максимального перегруза (см. Граф. 9.20).

- Выпуск закрылков во взлётное положение.
- Включение «векторной» системы управления.

- Запуск подъёмных двигателей. Перевод их на режим малого газа.
- При приходе в зону взлёта и получении команды при продолжении медленного движения по воде почти одновременный (с интервалом в 2-3 сек) энергичный перевод газа подъёмных двигателей на режим $0,8R_{\text{max}}$, а подъёмно-маршевых — на взлётный режим. Начало отрыва от поверхности с одновременным разгоном.

Перед отрывом для компенсации начального пикирующего момента, равного по величине — $(8-13) \cdot m$ (Граф. 9.22), возникающего в момент отрыва от воды, лётчику необходимо заранее взять ручку «на себя».

- Подъём самолёта на высоту 0,6-2,0м в зависимости от взлётного веса (от величины перегруза) и разгон на этой высоте до скорости $V = 70$ км/час.

По мере увеличения скорости с целью повышения интенсивности разгона можно увеличивать углы отклонения лопаток таким образом, чтобы к скорости $V = 60$ км/час угол достигал значения $\varphi_{\text{ПД}} = +30^\circ$ (при этой скорости мощность «векторной» системы сравнивается с возмущающим моментом (см. Граф. 9.69).

После отрыва от поверхности ручку в процессе разгона нужно плавно отдавать «от себя», т.к. возмущающий момент по мере роста скорости сначала уменьшается, оставаясь пикирующим, потом переходит через нулевое значение и, превратившись в кабрирующий, растёт (см. Граф. 9.23а).

Разгон до скорости 70 км/час происходит с постоянным углом атаки, равным стояночному.

Дальше — всё, как при точечном взлёте с земли (циклограмма № 5), за исключением ухода от поверхности на скорости $V = 160-170$ км/час (а не на $V = 150$ км/час) путём увеличения угла атаки до $\alpha = 9^\circ$ (а не $\alpha = 6^\circ$), т.к. при этом нужно получить суммарную аэродинамическую подъёмную силу, способную компенсировать более чем стопроцентную перегрузку самолёта.

Циклограмма № 7

Точечная посадка на землю (самолёт с перегруженным посадочным весом)

Этапы снижения, формирование посадочной конфигурации, подготовка и начало торможения при выполнении точечной посадки самолёта

с перегруженным выше нормы посадочным весом полностью аналогичны соответствующим этапам при вертикальной посадке.

Различия появляются только при приближении к земле.

Торможение со снижением нужно производить таким образом, чтобы в зону выбранной посадочной площадки самолёт подошёл со скоростью $V = 160-170$ км/час на высоте не более 7-5 метров.

При снижении скорости до $V = 150$ км/час — вхождение в газодинамический контакт с поверхностью (самолёт «садится» на подпорную газовую подушку под корпусом).

Для преодоления дополнительного возмущающего кабрирующего момента, возникающего на этой скорости при приближении к земле, необходимо, начиная с высоты 4-3 метров, ручку отдавать «от себя».

В зависимости от величины перегрузки самолёт сбалансируется на воздушной подушке на высоте от 0,5м до 0,2м.

При дальнейшем торможении на этой высоте работают перекрёстная связь $\varphi_{\text{пл}} = f(R_{\text{ПМД}})$ в посадочном режиме и вспомогательная балансировочная связь в обратном режиме.

Для преодоления дополнительного возмущающего момента, который по мере уменьшения скорости сначала, будучи кабрирующим, падает при скорости, близкой к $V = 100$ км/час, переходит через нуль и, становясь пикирующим, растёт в этом диапазоне высот до значения – 8-15т м (см. Граф. 9.19б), ручка пилота сразу же после контакта с газовой подушкой сначала плавно берётся «на себя», снижая управляющий пикирующий момент, потом при скорости $V = 100$ км/час переводится в нейтральное положение, а потом, при дальнейшем взятии «на себя», создаёт управляющий кабрирующий момент нужной величины.

При торможении до $V = 0$

- одновременное снижение режимов работы подъёмных и подъёмно-маршевых двигателей;
- опускание самолёта до касания поверхности баллонами ПВПУ;
- выключение всех двигателей.

При необходимости после посадки сразу же переместить самолёт с посадочной площадки (посадочной полосы) на стояночную площадку (место загрузки-выгрузки), возможен вариант его самостоятельного движения по земле.

Для этого необходимо после торможения до $V = 0$:

— перевести лопатки выхлопных решёток подъёмных двигателей на угол $\varphi = -8^\circ$ с одновременным снижением режима работы этих двига-

телей до величины, необходимой для поддержания самолёта на высоте 0,05-0,1 метра;

— включить перекрёстную связь $\Phi_{\text{ПМД}} = f(R_{\text{ПД}})$;

— повысить режим подъёмно-маршевых двигателей до уровня, обеспечивающего медленное движение вдоль поверхности;

- стабилизация и управление по курсу в процессе движения — при помощи «векторной» системы;
- выключение всех двигателей — после перемещения самолёта на место стоянки.

Такой способ перемещения самолёта по земле может применяться только в исключительных случаях.

Циклограмма № 8

Точечная посадка на воду (самолёт с перегруженным посадочным весом).

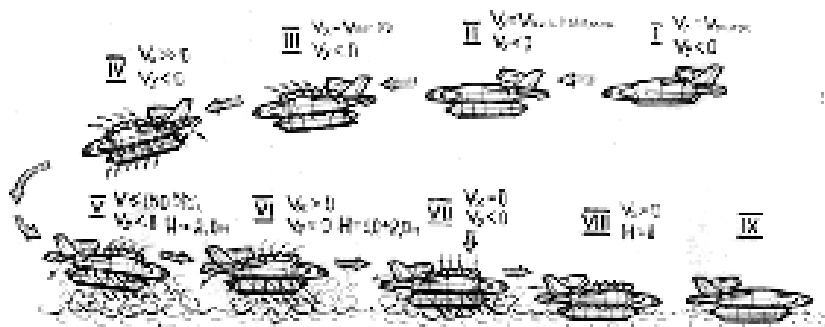


Рисунок Пр-3.4
Циклограмма точечной посадки

I — Режим снижения перед посадкой. II — Снижение режима маршевых двигателей. Уменьшение скорости. Выпуск закрылков и ПВПУ. III — Подготовка посадочной конфигурации. Запуск подъёмных двигателей от авторотации и перевод их на малый газ. IV — Перевод двигателей на режим торможения. Режим торможения с одновременным снижением. Подход к месту посадки со скоростью $V = 160-170$ км/час на высоте 7-5 метров. V — На скорости $V = 150$ км/час вхождение в аэродинамический контакт с поверхностью на высоте 0,6-2,0 метра для воды и 0,2-0,5 метра для суши. VI — Торможение до нулевой скорости при газодинамическом контакте с поверхностью. VII — Снижение режимов всех двигателей и опускание на поверхность при нулевой скорости. Выключение подъёмных двигателей и перевод маршевых двигателей на малый газ. VIII — Перемещение на плаву к месту стоянки или на боевую позицию. Выключение маршевых двигателей. Запуск ВСУ. Смена конфигурации на стояночную. Выключение ВСУ. IX — Выполнение боевых функций на плаву (стоянка на земле).

В отличие от циклограммы № 7 циклограмма точечной посадки на воду имеет следующие особенности:

- после вхождения в газодинамический контакт с поверхностью воды самолёт сбалансируется на газовой подушке на высоте от 0,6м до 2,0м в зависимости от посадочного веса;
- для преодоления дополнительного возмущающего момента, который при уменьшении скорости, являясь кабрирующим, всё время падает (см. Граф. 9.23б), ручку пилота, которая в момент вхождения в контакт с газовой подушкой была почти полностью отдана «от себя», нужно по мере торможения плавно брать «на себя» вплоть до полной остановки самолёта. (Всё остальное — так же, как и в циклограммах № 7, 3 и 4)

Приложение 4

Материал к сообщению на методсовете МАП,
проведенном в ЛИИ 24 августа 1972 года,
перед первым вылетом ВВА-14 (М1).

Постановление ЦК КПСС и СМ СССР за № 935-320 от 11 ноября 1965г. и Решением ВПК за № 305 с от 20 ноября 1968 г. в целях создания нового противолодочного оружия задана разработка и постройка трёх экспериментальных образцов вертикально-взлетающего самолёта-амфибии ВВА-14, предложенного Главным конструктором Р.Л. Бартини.

Целью этой работы является:

- комплексное изучение и отработка проблем и особенностей вертикального взлёта с воды и с суши самолёта с многодвигательной подъёмной силовой установкой;
- изучение и отработка новой аэродинамической схемы и компоновки этого самолёта;
- создание прототипа боевого противолодочного вертикально-взлетающего самолёта-амфибии.

Боевой самолёт, ради создания которого проводится заданная работа, должен отвечать следующим основным требованиям:

- в любую погоду взлетать и садиться на водную поверхность при различном её волнении и на неподготовленную грунтовую площадку без разбега и пробега по поверхности, а также обладать способностью длительного дрейфа на воде при любой бальности моря;
- иметь крейсерскую скорость 650-750 км/час;
- практическую дальность полёта 4000-4500 км;
- нормальную боевую нагрузку 2000кг.

Указанные требования реализуются на самолёте ВВА-14 особой аэродинамической и конструктивной схемой и компоновкой самолёта, а также многодвигательной раздельной подъёмно-маршевой и подъёмной силовой установкой (плакат 31).

Основу корпуса самолёта составляет развитый центроплан, выполненный в виде крыла малого удлинения. К центроплану пристыкованы консоли крыла, имеющие одноцелевые закрылки, а также предкрылки по всему размаху. Внутри центроплана размещены 12 подъёмных вентиляторных двигателей РД36-35ПР с тягой по 5200 кг каждый. На верхней поверхности задней части центроплана в плоскости симметрии на пилоне установлена гондола с двумя подъёмно-маршевыми двигателями Д-30М с тягой по 6800 кг каждый.

Два бортовых отсека, ограничивающих центроплан, несут на себе уби-
рающиеся в полёте надувные поплавки, являющиеся амфибийными взлёт-
но-посадочными устройствами (ВПУ) и обеспечивающие плавучесть и мо-
реходность самолёта по катамаранной схеме.

На хвостовой части бортоотсеков установлено горизонтальное и двух-
килевое вертикальное хвостовое оперение.

Управляется самолёт на скоростях выше эволютивной обычными аэро-
динамическими рулями, а на нулевых и малых скоростях — стабилизиру-
ется и управляется изменением величины и направления тяги подъёмных и
подъёмно-маршевых двигателей («векторное управление»).

Создание вертикально-взлетающего самолёта-амфибии неограниченной
мореходности с многодвигательной силовой установкой и взлётным весом
до 80т — задача новая и сложная. Она требует тщательного изучения целого
ряда принципиально новых явлений, отработки новых технических решений.

С целью упрощения этой задачи путём решения её отдельными этапа-
ми с постепенным наращиванием сложности, а также в связи с существен-
ной задержкой в постройке и поставке подъёмных двигателей, каждому из
трёх заданных экспериментальных экземпляров самолёта определено своё
специальное назначение и своё, отличное от других экземпляров, техни-
ческое лицо (плакат №2):

- Первый экземпляр предназначается для отработки и доводки аэродина-
мики и конструкции самолёта на всех режимах полёта, кроме взлёта и
посадки, исследования и доводки устойчивости и управляемости на этих
режимах, для отработки маршевой силовой установки, систем самолёта,
надувных поплавков, а также для отработки мореходных качеств самолёта;
- Второй экземпляр, на котором устанавливаются подъёмные двигатели,
предназначается для изучения и отработки переходных режимов и ре-
жимов вертикального взлёта и посадки с земли и воды, для отработки
подъёмной силовой установки, системы векторного управления, автома-
тики и других систем и механизмов, связанных с вертикальным взлётом
и посадкой. Максимальный взлётный вес этого самолёта — 46-48т;
- Третий экземпляр, постройка которого предусматривается после изу-
чения и отработки основных принципиальных технических вопросов
на первых двух экземплярах, предназначается для доведения лётно-
технических данных до требуемых по Постановлению, для отработки
комплексов специального электронного оборудования и вооружения и
для изучения особенностей его эксплуатации и боевого применения
как самолёта ПВО. Его максимальный взлётный вес — до 80т.

Таким образом, на первых двух экземплярах предусматривается отработка самолёта собственно как летательного аппарата, а на третьем — как прототипа боевой системы.

В связи с этим на первых двух экземплярах устанавливается упрощённый комплекс оборудования и допускается отступление от заданных лётно-технических данных (в частности, по дальности полёта, грузоподъёмности, вооружению и т.п.). С целью обеспечения взлёта и посадки с сухопутного аэродрома с разбегом и пробегом, что необходимо в процессе испытаний и доводки первых двух экземпляров, на них, в дополнение к основным взлётно-посадочным устройствам — надувным поплавкам, установлено временное колёсное шасси.

Компоновка и конструкция первых двух экземпляров самолёта полностью аналогична, и предусматривает возможность размещения подъёмной силовой установки. На первом экземпляре подъёмные двигатели со своими системами не устанавливаются, но места под них зарезервированы. На втором экземпляре устанавливается весь комплекс средств для осуществления вертикального взлёта. Постройка первого и второго экземпляров самолёта велась по одним и тем же чертежам.

Сегодня мы рассматриваем первый экспериментальный экземпляр, предназначенный, как я сказал, для испытаний и доводки самолёта ВВА-14 только на тех режимах полёта, которые не связаны с вертикальным взлётом и посадкой.

Самолёт построен, прошёл наземную отработку, на нём проведены скоростные пробежки и подлёты, и он готов к первому вылету.

Основные агрегаты и системы этого экземпляра самолёта обладают следующими конструктивными особенностями.

Фюзеляж, практически вписанный в центроплан, разделён на несколько отсеков. Кабина экипажа занимает передний отсек между 0 и 9 шпангоутами. Экипаж, состоящий из двух человек — лётчика(командира) и инженера-экспериментатора, размещается на всережимных катапультируемых креслах К-36 («Алтай»), расположенных друг за другом в отдельных помещениях. Кабина экипажа негерметичная. Помещение лётчика отделено от помещения инженера перегородкой с автоматически закрывающейся перед катапультированием дверью. Носовая часть кабины полностью остеклена. Над членами экипажа расположены аварийные люки, закрытые композитными крышками. При катапультировании крышки люков пробиваются креслами. На правом борту кабины в зоне помещения инженера имеется входной (он же аварийно-эксплуатационный) люк размером 1000х650 мм.

На рабочем месте лётчика расположены приборная доска, правый и левый боковые пульта с группой основных пилотажно-навигационных приборов, органов контроля, управления и сигнализации силовой установки и самолётных систем, рычаги управления самолётом, механизацией крыла и взлётно-посадочными устройствами. На рабочем месте инженера-экспериментатора расположены верхний и боковые пульта и приборные доски с размещёнными на них приборами контроля, управления и сигнализации оборудования и вспомогательных самолётных систем, а также испытательного оборудования. Остальная часть фюзеляжа, разделённая переборками на пять отсеков, размещает в себе системы и оборудование самолёта, а также механизмы колёсного шасси. За кабиной пилотов в верхней части расположен люк размерами 700х600 мм для выхода на верхнюю поверхность центроплана и подхода к маршевым двигателям.

Силовая установка состоит из:

- двух маршевых двигателей Д-30М тягой по 6800кг;
- вспомогательной силовой установки — энергоузла ТА-6А;
- систем и агрегатов, обеспечивающих работу двигателей:
- топливной системы;
- масляной системы маршевых двигателей;
- системы управления режимами работы маршевых двигателей;
- электрической системы запуска ТА-6А;
- приборов контроля за работой маршевых двигателей, двигателя ТА-6А и систем.

Маршевые двигатели установлены в спаренной гондоле на вертикальном пилоне на верхней поверхности задней части центроплана. На двигателях стоят генераторы переменного тока через привода постоянных оборотов, гидравлические насосы, компрессор, воздушный турбостартер, при помощи которого двигатели запускаются от ТА-6А.

ТА-6А служит для подачи воздуха на запуск маршевых двигателей, для питания воздухом насосной станции гидросистемы и для создания электропитания по переменному и постоянному току. Он расположен в центральной части фюзеляжа. Забор воздуха осуществляется прямо из фюзеляжного отсека, для чего имеются два люка. Выхлоп в атмосферу производится снизу фюзеляжа.

Топливная система состоит из двух — левой (левый двигатель) и правой (правый двигатель и ТА-6А), которые закольцованы друг с другом. Топливные баки расположены в фюзеляже над бомбовым отсеком. Ёмкость баков — 4500 кг. В каждом расходном баке — два подкачивающих насоса

для маршевых двигателей, а в правом баке — ещё и насос для ТА-6А. Заправка топливом производится через заливные горловины. Система дренажа открытая.

Управление самолётом состоит из:

- системы управления аэродинамическими рулями;
- системы управления взлётно-посадочной механизацией крыла.

Управление рулями высоты и элеронами от ручки, рулями направления — от педалей. (Ручка применена из соображений удобства управления самолётом на режимах вертикального взлёта и посадки).

Управление рулями и элеронами чисто гидравлическое (без перехода на ручное) с необратимыми двухкамерными бустерами Бу-190А, установленными вблизи рулей. Каждая камера бустера работает от самостоятельной гидросистемы. В случае отказа двух маршевых двигателей для обеспечения работы гидронасосов предусмотрен аварийный источник гидропитания АТН-15 (ветрянка). Между рычагами управления в кабине и силовыми гидроусилителями у рулей установлены вспомогательные гидроусилители ПМК-10, снижающие силу трения на рычагах и служащие приводом автопилота на втором экземпляре самолёта. От них же берёт начало система векторного управления. ПМК-10 также двухкамерные и необратимые. В связи с этим изменение усилий на ручке и педалях осуществляется пружинными нагрузочными механизмами с двумя законами загрузки (взлётно-посадочным и полётным). Имеется также механизм триммерного эффекта.

Управление взлётно-посадочной механизацией (закрылками и предкрылками) осуществляется гидромоторами, питающимися от двух независимых гидросистем для закрылков и от одной — для предкрылков. Выпуск и уборка закрылков и предкрылков производится одновременно от одного переключателя, расположенного на левом пульте лётчика. Но предусмотрено и раздельное управление. Имеется также система синхронизации положения закрылков и предкрылков на левой и правой консолях.

Убирающееся в полёте временное колёсное шасси выполнено по велосипедной схеме, и состоит из передней, главной и боковых ног. Передняя и главная ноги взяты с самолёта Ту-22, боковые ноги — с самолёта М-4.

Передняя нога снабжена управляемым механизмом поворота колёс. Главная нога, размещённая в бомбовом отсеке фюзеляжа, имеет тележку с четырьмя тормозными колёсами, антиюзовыми автоматами и шинами высокого давления. Боковые поддерживающие ноги, расположенные в гондолах, крепящихся пилонами к бортовым отсекам, имеют рычажную подвеску и по два ориентирующихся на 360° нетормозных колеса. Амортизация шасси —

масляно-азотная. Уборка и выпуск передней и основной ног — от двух независимых гидросистем, а боковых — от электромеханизмов МПШ-17М.

Надувные поплавки (ПВПУ), являющиеся основными взлётно-посадочными устройствами самолёта ВВА-14, их система наполнения и выпуска-уборки в настоящее время на этом экземпляре самолёта не смонтированы. Их отработка предусмотрена на последующих этапах испытаний. Вместо боевых поплавков установлены их имитаторы, выполненные в конфигурации убранного положения.

Гидросистема состоит из четырёх независимых по источникам питания систем.

Гидросистемы №1 и №2 — бустерные, для управления аэродинамическими рулевыми поверхностями.

Гидросистемы №3 и №4 предназначены для:

- уборки и выпуска закрылков, предкрылков и шасси;
- открытия и закрытия створок главной ноги шасси;
- поворота колёс передней ноги шасси;
- торможения колёс;
- уборки надувных поплавков.

Гидросистемы №1 и №2 имеют по два насоса переменной производительности каждая, установленных соответственно на левом и правом двигателях, а также аварийный турбонасос (ветрянку) АТН-15, выпускаемый в поток при отказе обоих маршевых двигателей, если скорость самолёта превышает 180 км/час. Каждая из этих двух систем имеет отдельный бак., холодильник, гидроаккумулятор, фильтры и пр.

Гидросистема №3 питается от турбонасосной установки ТНУА, привод которой осуществляется сжатым воздухом от ТА-6А или от любого из маршевых двигателей. Гидросистема №4 имеет электроприводную насосную станцию НС-46, питание которой осуществляется либо от генераторов ТА-6А, либо от любого генератора маршевых двигателей. Каждая из этих систем также имеет отдельный бак, гидроаккумулятор, фильтры, клапаны, сигнализаторы и пр.

Электрооборудование самолёта располагает системами:

- переменного трёхфазного тока (200/115В 400Гц — основной);
- переменного трёхфазного тока (36В 400Гц);
- постоянного тока 27В.

Источниками тока являются:

- 2 синхронных генератора трёхфазного переменного тока ГТ40П46 по 40кВ, расположенных на двигателях;

- 1 такой же генератор на ТА-6А;
- 1 генератор постоянного тока 27В в ГС-12ТО на ТА-6А;
- 2 аккумуляторных батареи 12САМ-55.

Источником вспомогательной трёхфазной системы переменного тока 36В являются два трансформатора 200/36В, а вспомогательной системы 27В — 4 выпрямителя ВУ-6А. На борту имеются розетки аэродромного питания ШРАП-400-3Ф и ШРАП-500К. Управление электросистемой осуществляется с бокового пульта инженера-экспериментатора.

Пилотажно-навигационное оборудование обеспечивает полёт самолёта в простых метеоусловиях.

В его состав входят:

- курсовая система ГМК-1АЭ;
- авиагоризонт АГБ-3К (2 шт.);
- выключатель коррекции ВК-90;
- комбинированный прибор ДА-30;
- высотомер ВД-10К (2 шт.);
- акселерометр АДП-4;
- компас КИ-13К;
- часы АЧС-1 (2 шт.);
- термометр наружного воздуха ТНВ-15;
- приёмник воздушного давления ПВД-7.

Радиосвязное оборудование состоит из:

- командной радиостанции Р-802В;
- передатчика Р-807 с приёмником УС-8;
- СПУ-7В;
- самолётного магнитофона МС-61.

Это оборудование обеспечивает двухстороннюю радиотелефонную связь с наземными радиостанциями и с самолётами в воздухе, телефонную связь между членами экипажа, прослушивание сигналов радиосвязных и радионавигационных устройств, запись речи.

Радионавигационное оборудование состоит из:

- средневолнового автоматического радиоконпаса РАК-11;
- маркерного радиоприёмника МРП-56П;
- радиовысотомера малых высот РВ-3М.

Оно обеспечивает:

- самолётовождение по приводным и ширококвещательным радиостанциям;
- сигнализацию пролёта маркерных радиомаяков;

- заход на посадку по системе ОСП;
- определение истинной высоты и сигнализацию опасной высоты.

На борту самолёта установлена аппаратура госопознавания СРО-2м.

Для обеспечения высотных полётов используется кислородное оборудование, состоящее из двух комплектов приборов РПК-74. источником питания для них являются два шаровых баллона Ш-4 по 4 литра. Запас кислорода на 1 час полёта. Обе системы независимые. При аварийном покидании применяется оборудование БКО-2М, устанавливаемое на каждом из кресел К-36.

Пневмосистема предназначена для:

- открытия и закрытия створок заборника ТА-6А;
- выпуска аварийного турбонасоса;
- герметизации люков;
- поддува баков гидросистемы и наддува радиостанций;
- управления выпуском и уборкой надувных поплавков (ПВПУ).

Питается система от компрессоров на маршевых двигателях и от электроприводного компрессора.

Система отопления и вентиляции питается воздухом, отбираемым за IV ступенью II каскада компрессоров маршевых двигателей. Автоматически или вручную обеспечивается регулирование температуры в кабине 20 °С. В жаркое время в полёте возможна вентиляция заборным воздухом.

Противообледенительная система воздушно-тепловая. Защищаются носки центроплана, крыла, предкрылки, носки киля и стабилизатора, носки воздухозаборников маршевых двигателей, осуществляется обдув генераторов, компрессоров и дренажа топливных баков. Воздух для противообледенительной системы отбирается за 5-ой ступенью II каскада или за 10-ой ступенью II каскада компрессора двигателей. Переднее стекло лётчика — электрообогревное.

Противопожарная система защищает от пожара:

- гондолу маршевых двигателей;
- отсек ТА-6А;
- внутренние полости маршевых двигателей.

Тушение производится фреоном 114Вг в две очереди:

1 — автоматически по сигналу о пожаре;

2 — вручную.

В двигатель фреон подаётся в две очереди, обе вручную.

Сигнализация о пожаре — у лётчика и у инженера.

По данному самолёту проведен необходимый объём испытаний ряда аэродинамических моделей в трубах ЦАГИ и СибНИА, а также проведены

все необходимые расчёты, которые показывают, что, несмотря на необычность аэродинамической схемы и компоновки самолёта, лётные и взлётно-посадочные характеристики, а также характеристики его маневренности, статической и динамической устойчивости и управляемости по всем каналам не выходят за пределы нормируемых величин и являются приемлемыми для проведения лётных испытаний (о чём свидетельствуют представленные в комиссию материалы).

Из материалов видно, что самолёт может безопасно эксплуатироваться с учётом отказа одного двигателя на бетонном аэродроме с длиной рабочей части лётной полосы (ВПП) 2350м при концевой полосе безопасности (КПБ) — 400м.

В связи с тем, что самолёт выходит на лётные испытания без проведения статических испытаний, на него наложены временные ограничения по максимальной скорости полёта и по допустимой перегрузке.

Следует сказать также о двух особенностях, связанных с безопасностью первого вылета:

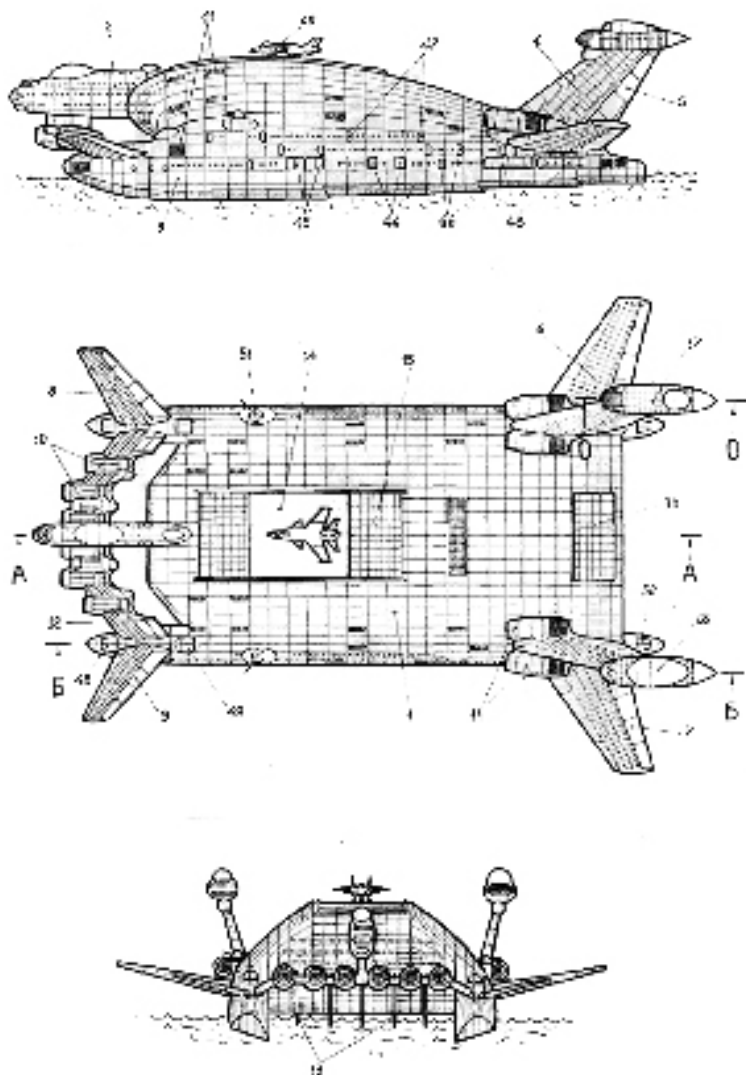
На самолёте ВВА-14 предусмотрено применение универсальных катапультируемых кресел К-36, обеспечивающих спасение экипажа с нулевых высот и скоростей, что желательно для любого самолёта и совершенно необходимо для самолёта вертикально-взлетающего. В связи с трудностями, возникшими при отработке катапультирования на специальном стенде в ЛИИ, и отсутствием на первом экземпляре самолёта, который должен летать только «по-самолётному», особо опасных режимов полёта, в настоящее время принято решение, согласованное с ЛИИ и с разработчиком кресел, о снятии с кресла инженера-экспериментатора II ступени ПРД и обеспечению безопасного покидания самолёта вторым членом экипажа с высоты более 30м на I ступени ПРД кресла.

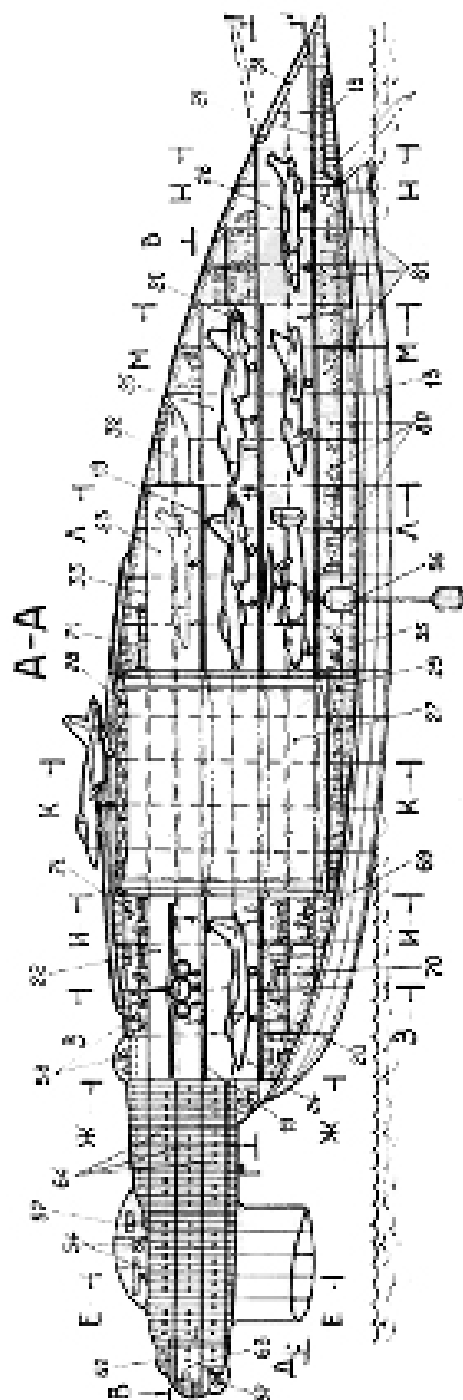
По расчётам, проведенным в 15-ой лаборатории ЦАГИ и в ОКБ, самолёт имеет тенденцию к неустойчивому движению по аэродрому в диапазоне скоростей от 110 до 220-230 км/час при включенном управлении передней ногой. Для устранения этого явления в конструкции предусмотрено отключение управления передней ногой (перевод её на самоориентировку) при скорости 100-110 км/час. (Сигнал на отключение подаётся от ПВД). В процессе пробежек самолёта на грунтовом и бетонном аэродромах тщательно исследован весь опасный диапазон скоростей и показано, что самолёт при отключении управления передней ногой устойчив в путевом отношении (проверки проводились при боковом ветре и при имитации отказа одного двигателя), и эффективность руля направления в этом диапазоне скоростей обеспечивает его путевую устойчивость.

Приложение 5

Технические характеристики, компоновочные и конструктивные особенности гипотетического экраноплана-авианосца, его комплектация авиационными, вспомогательными и боевыми средствами и личным составом

Общий вид и компоновка этого экраноплана показаны на Рис. Пр-5.1





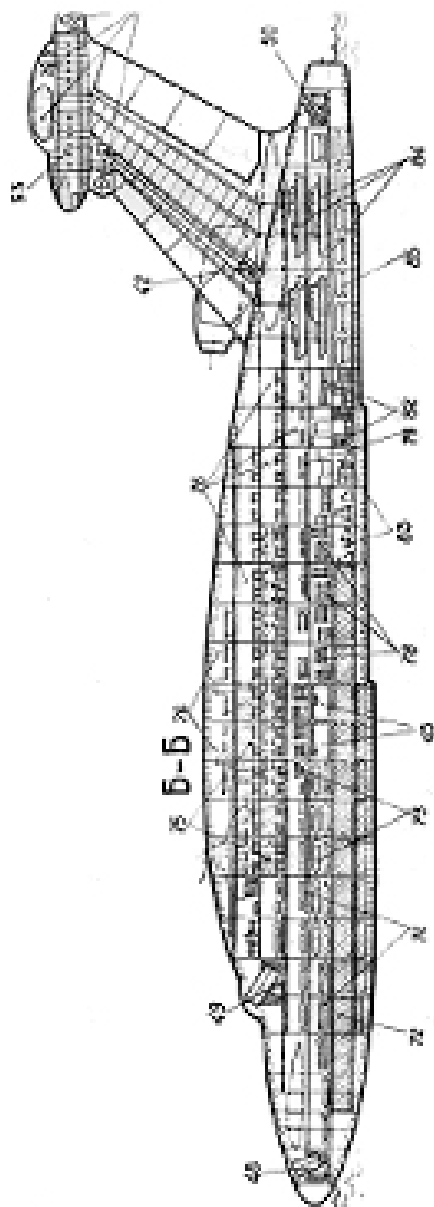


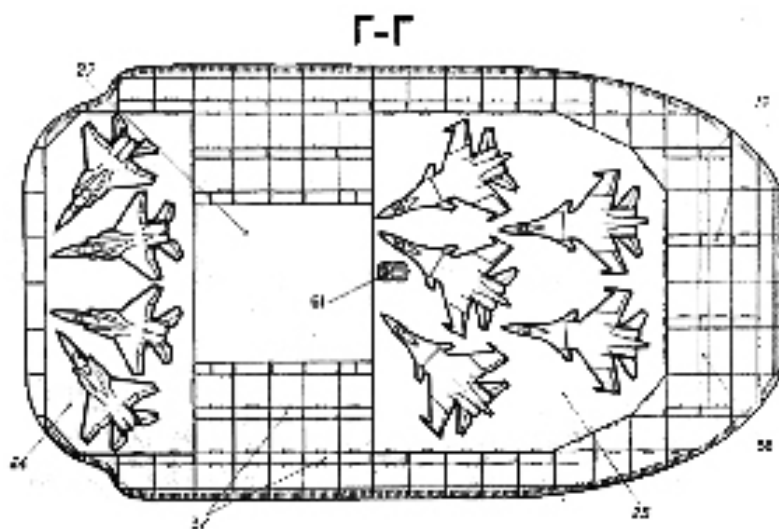
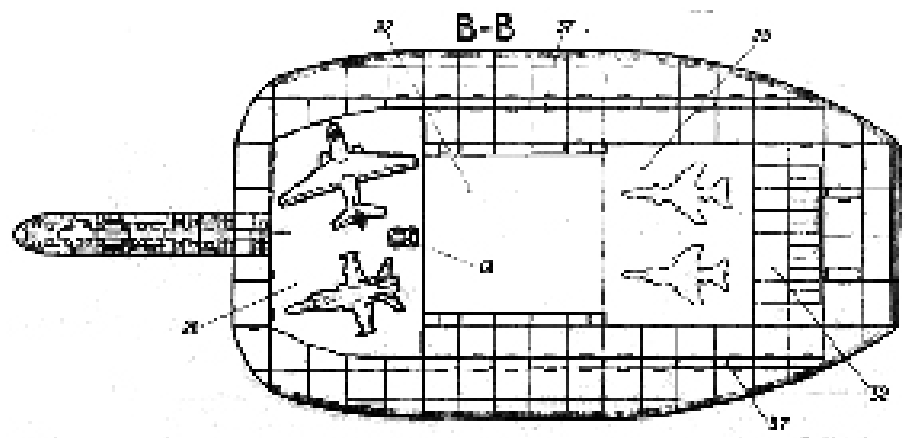
Рис. Пр-5.1

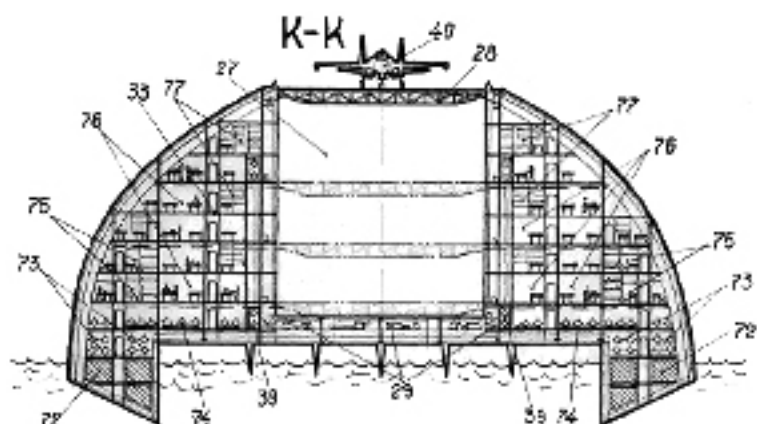
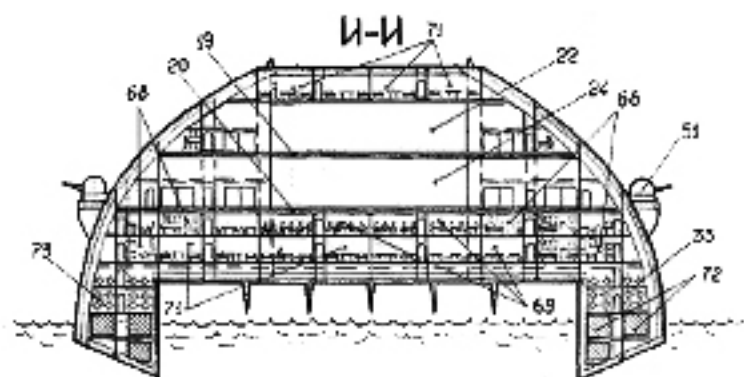
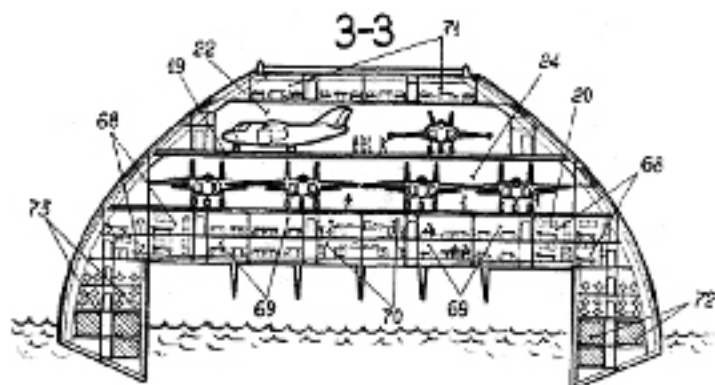
Гипотетический экраноплан-авианосец Бартини весом 2 500 000кг

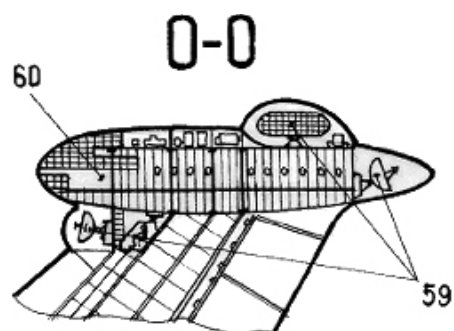
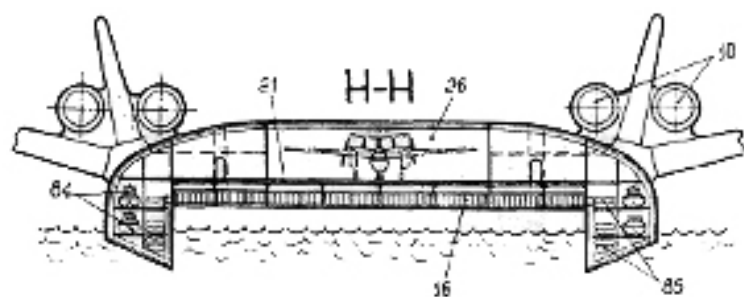
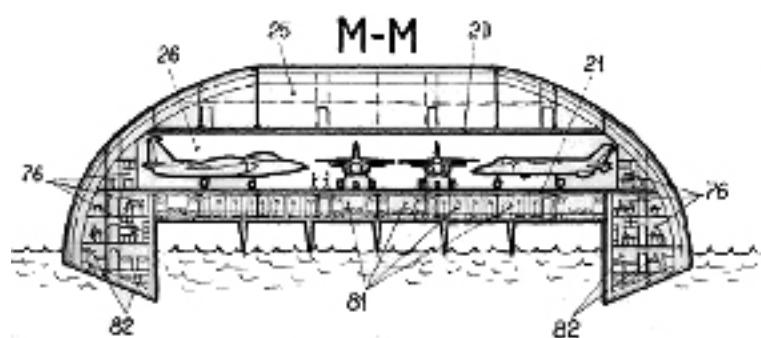
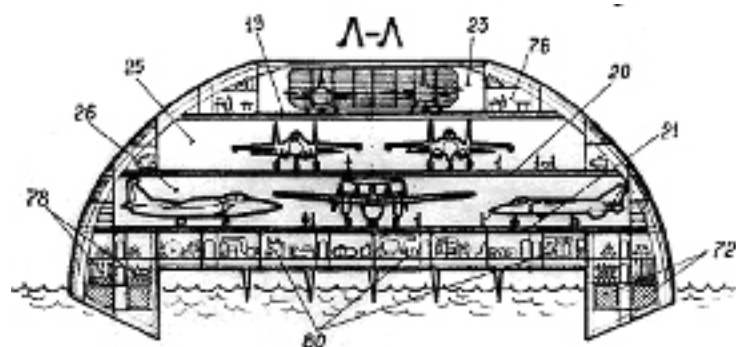
1 — корпус центроплана; 2 — фюзеляжная надстройка; 3 — бортовые катамаранные отсеки-лодки (поплавки) 4 — кили; 5 — рули поворота; 6 — консоли заднего стабилизатора; 7 — рули высоты заднего стабилизатора; 8 — консоли переднего

стабилизатора; 9 — рули высоты переднего стабилизатора; 10 — маршево-поддувные двигатели; 11 — маршево-тормозные двигатели; 12 — пилон маршево-поддувных двигателей — центральный передний стабилизатор; 13 — нижние разделительные рёбра центроплана; 14 — стартовая площадка боевых самолётов; 15 — сдвижные створки стартовой площадки; 16 — задний посадочно-взлётный щиток; 17 — гондола правого киля; 18 — гондола левого киля; 19 — верхняя ангарная палуба; 20 — средняя ангарная палуба; 21 — нижняя ангарная палуба; 22 — передний верхний ангар; 23 — бокс для гонки двигателей боевых самолётов; 24 — передний средний ангар; 27 — шахта самолётоподъёмника; 28 — подвижная платформа самолётоподъёмника; 29 — механизмы самолётоподъёмника; 30 — люк для загрузки самолётов; 31 — створка загрузочного люка; 32 — устройство выброса выхлопных газов; 33 — промежуточные платформы (палубы); 34 — вертикальные продольные силовые элементы; 35 — вертикальные поперечные силовые элементы; 36 — вспомогательные переборки; 37 — продольные проходы; 38 — поперечные проходы; 39 — грузовые лифты; 40 — самолёт на стартовой площадке; 41 — вентиляционные решётки; 42 — лифтовые подъёмники в киях; 43 — люки ангаров для разъездных катеров и спасательных плотов; 44 — грузовые люки для загрузки запчастей, расходных материалов, продуктов и т. п.; 45 — люки приёмных боксов для загрузки боеприпаса; 46 — входные люки; 47 — люки аварийного покидания; 48 — пусковая установка противокорабельного ракетного комплекса; 49 — пусковая установка противолодочного ракетного комплекса; 50 — пусковая установка зенитного ракетного комплекса; 51 — автоматизированная артиллерийская установка башенного типа; 52 — антенные посты РЛС ближнего и дальнего обнаружения воздушных целей, РЛС опознавания, РЛС управления огнём; 53 — командный пункт и пост управления огнём оборонительного и ударного комплексов экраноплана (прицеливание, пуск ракет, артогонь); 54 — антенный пост РЛС обнаружения надводных целей; 55 — гидроакустическая станция; 56 — антенный блок гидроакустической станции (спускаемый); 57 — антенные посты радионавигационных систем экраноплана; 58 — светотехническая система посадки самолёта; 59 — антенные посты радионавигационной системы боевых самолётов и РЛС управления посадкой; 60 — руководитель полётов самолётов; КДП :служба управления воздушным движением; пост управления взлётно-посадочными операциями; 61 — электрокар-тягач для раскатки самолётов; 62 — кабина пилотов экраноплана; 63 — штурманская кабина (штурманская рубка); 64 — командир авианосца; оперативная рубка (центр управления боевыми операциями); боевой информационный пост; пост радиосвязи и РЛС; комплексы командирских помещений; 65 — пост управления авиационными средствами; центр технического обслуживания самолётов; помещения для хранения авиационной документации; 66 — каюты высшего офицерского состава; 67 — походная каюта командира авианосца; помещение для предполётного инструктажа и разбора полётов; офицерская кают-компания; 68 — медицинские пункты; 69 — столовые; 70 — камбузы; 71 — каюты офицерского состава; 72 — хранилища топлива; 73 — погреба боезапасов оборонительного и ударного комплексов экраноплана; 74 — конвейеры боезапаса экраноплана; 75 — кубрики для рядового и сержантского состава; 76 — боксы и мастерские для проверки,

переналадки и ремонта самолётных систем, механизмов, агрегатов, аппаратуры; 77 — кладовые готовых изделий, запчастей, расходного имущества, материалов; 78 — погреба боезапаса самолётов; 79 — конвейеры боезапаса самолётов; 80 — машинные отделения систем вентиляции и кондиционирования; электрогенерирующие и распределительные электростанции; боксы с агрегатами и механизмами функциональных систем экраноплана; морозильники и холодильные камеры; 81 — душевые, прачечные, туалеты; 82 — кладовые провизии; 83 — вспомогательные силовые установки; 84 — разъездные катера; 85 — спасательные плоты.







Центроплан экраноплана, имеющий размеры по средней хорде 120м, по размаху 60м и по максимальной высоте центрального профиля 28м, плавно сопряжён по внешним обводам с двумя катамаранными килеватыми трёхреданными поплавками длиной 153м и максимальной шириной поперечного сечения 10м. Корпус центроплана с поплавками выполнен в виде набора поперечных и продольных вертикальных силовых элементов балочного, ферменного и смешанного типов, соединённых друг с другом и с многоярусным набором аналогичных плоских горизонтальных силовых элементов в жёсткую объёмную силовую коробку. Эта многоэлементная пространственная ферменная конструкция обшита по внешнему контуру панелями обшивки со стрингерами.

Основные технические данные

№	Наименование параметра	Значение
1	Взлётный вес	2500т
2	Максимальные габариты: длина ширина высота	183м 129м 48м
3	Удельная нагрузка на крыло	347кг/м ²
4	Площадь крыла (центроплана)	7200м ²
5	Удлинение крыла (центроплана)	0,5
6	Средняя хорда крыла (центроплана)	120м
7	Размах крыла (центроплана)	60м
8	Относительная толщина центрального профиля центроплана	21%
9	Максимальная толщина центроплана по осевому сечению	28м
10	Суммарная площадь двух консолей заднего горизонтального оперения	1384м ²
11	Удлинение консоли заднего Г.О.	1,73
12	Средняя хорда консоли заднего Г.О.	20м
13	Размах консоли заднего Г.О.	34,6м
14	Угол стреловидности консолей заднего Г.О. по передней кромке	31°
15	Суммарная площадь двух консолей переднего Г.О.	373м ²
16	Удлинение консоли переднего Г.О.	1,66
17	Средняя хорда консоли переднего Г.О.	10,6м
18	Размах консоли переднего Г.О.	17,6м
19	Угол обратной стреловидности консоли переднего Г.О. по передней кромке	30°
20	Суммарная площадь двухкилевого вертикального оперения	1058м ²
21	Удлинение одного кия	1,0

№	Наименование параметра	Значение
22	Средняя хорда одного кия	23м
23	Размах одного кия	23м
24	Угол стреловидности кия по передней кромке	450
25	Водоизмещающий объём двух боковых катамаранных поплавков	4060м ³
26	Средняя площадь поперечного сечения водоизмещающей части одного поплавок	16,5м ²
27	Длина водоизмещающей части поплавок	123м
28	Расчётное аэродинамическое качество экранного хода при $h=0,16-0,2$	25,6
29	Потребная крейсерская тяга на экранном ходу	97,6т
30	Потребная взлётная тяга крейсерской силовой установки	128,5т
31	Двигатели маршевой силовой установки: тип двигателей тяга взлётная 1-го двигателя количество двигателей	«Трент900» или GP 7200 32,125т 4
32	Площадь днища центроплана, участвующая в создании воздушной подушки от поддува	6000м ²
33	Избыточное давление в поддувной подушке под центропланом, необходимое для подъёма экраноплана из воды и удержания его над водой	0,042кг/см ²
34	Потребный весовой расход газа через поддувную подушку для поддержания экраноплана на высоте 0,5м над поверхностью воды	13584кг/сек
35	Потребная суммарная взлётная тяга поддувной силовой установки, обеспечивающая этот потребный расход газа	184т
36	Двигатели поддувной силовой установки: тип двигателей тяга взлётная одного двигателя количество двигателей	«Трент900» или GP 7200 30,7т 6
37	Скорость на экранном режиме движения	500-600км/час
38	Дальность хода без дозаправки	4400-5300км
39	Высота экранного хода над поверхностью воды при относительной высоте $h=0,1-0,15$	12-16м
40	Мореходность	8-9 баллов
41	Экипаж авианосца: экипаж экраноплана экипаж авиаподразделения	430 чел. 180 чел. 250 чел.
42	Весовая отдача по полезной нагрузке (боевой груз плюс топливо для движения)	0,5
43	Вес конструкции экраноплана со всеми системами и оборудованием авианосца	1108,5т

№	Наименование параметра	Значение
44	Вес служебной нагрузки: экипаж экраноплана топливо для маршевых двигателей	141,5т 18т 556,6т
47	Маршевая тяговооружённость	0,0514
48	Поддувная тяговооружённость	0,0736
49	Полная тяговооружённость	0,125

Набор горизонтальных силовых элементов делит весь объём корпуса на несколько уровней. Три из них, являющиеся верхней, средней и нижней ангарными палубами, представляют собой помещения, предназначенные для размещения, обслуживания и подготовки базирующихся на авианосце самолётов. Высота ангарных помещений на всех трёх палубах равна 6-и метрам. В средней части центроплана по всей его высоте расположена шахта самолётоподъёмника с размерами сечения 26м по длине и 23м по ширине. Выход шахты на верхнюю поверхность центроплана закрывается двумя сдвижными створками, образующими внешний контур профиля. Подвижная платформа самолётоподъёмника, перемещающаяся по всей глубине шахты и выходящая при раздвинутых вперёд и назад внешних створках на верхнюю поверхность центроплана, обеспечивает перемещение самолётов между тремя ангарными палубами, вывод самолётов на старт при взлёте и приём самолётов при посадке. На этой платформе установлены специальные захваты, обеспечивающие фиксацию и удержание самолётов перед стартом и после посадки в набегающем потоке при движении экраноплана с большими скоростями. Верхняя и средняя ангарные палубы разделены шахтой самолётоподъёмника на передние и задние ангарные помещения, а на нижней имеется только один задний ангар. По габаритам самолётных ангаров, по грузоподъёмности и размерам самолётоподъёмника и по размерам стартовой площадки на верхней поверхности центроплана на этом авианосце возможна эксплуатация боевых самолётов различных типов с габаритами до 20х20х5,8м и с максимальными взлётными весами до 42000кг. По площади ангарных палуб, по количеству и по производственным возможностям технических служб на борту этого экраноплана-авианосца может размещаться следующее количество боевых самолётов в зависимости от их габаритов и взлётных весов:

- 18 самолётов типа F-111, Су-27, МиГ-29, А-9А, А-10А, S-3А;
- 24 самолёта типа F-14, F-15, F-18;

- 30 самолётов типа AI37 «Вигген», «Мираж G-8», Панавиа 200;
- 42 самолёта типа F-5, «Си-Харриер», «Мираж III», «Мираж F-1», «Ягуар-S».

В зависимости от задач, которые ставятся в каждом конкретном случае перед экранопланом-авианосцем, состав авиаподразделения может комплектоваться самолётами различного назначения. К боевым самолётам одного назначения (например, к истребителям-бомбардировщикам) за счёт уменьшения их количества могут добавляться боевые самолёты другого назначения (например, штурмовики, лёгкие истребители, самолёты ПВО и т.п.) или вспомогательные самолёты (разведывательные, самолёты ДРЛО, РЭБ и т.п.).

На Рис. Пр5.1 показан пример размещения на борту рассматриваемого экраноплана-авианосца одного из возможных вариантов боевого авиационного подразделения, состоящего из 25 единиц:

- 5-и истребителей-бомбардировщиков типа F-111, Су-27, МиГ-29, размещённых в заднем ангаре средней ангарной палубы;
- 8-и истребителей-штурмовиков типа F-15, F-18, F-14A, размещённых по четыре самолёта в переднем ангаре средней палубы и в заднем ангаре нижней палубы;
- 8-и истребителей типа F-5E, «Ягуар-S», «Мираж F-14», «Мираж III», «Харриер», размещённых в ангаре нижней ангарной палубы;
- 1-го противолодочного самолёта типа S-3A, размещённого в переднем ангаре верхней ангарной палубы;
- 1-го самолёта-заправщика типа KA-6D, размещённого в переднем ангаре верхней ангарной палубы;
- 1-го самолёта РЭБ типа EA-6B, размещённого в заднем ангаре нижней ангарной палубы.

Задний ангар верхней ангарной палубы на этом авианосце используется в качестве бокса для предполётной гонки и отработки самолётных двигателей. Он оборудован устройством организованного выброса в атмосферу выхлопных газов, системой подачи забортного воздуха к заборникам двигателей, системой интенсивной вентиляции всего помещения и мощной многоуровневой системой противопожарной защиты.

Задний ангар нижней ангарной палубы имеет в кормовой части ангара центроплана грузовой люк шириной 26м и высотой в полную высоту ангара, через который производится загрузка самолётов в экраноплан. Самолёты в ангарах размещаются таким образом, чтобы при помощи малогабаритных электрокар-тягачей и с использованием площади самолётоподъёмника

обеспечить их раскатку по площади ангара с целью подачи любого из них в нужный момент на гонку двигателей и на старт. Ангары являются штатным местом подготовки самолётов к взлётам. Поэтому в каждом ангарном помещении имеются системы штуцеров и шлангов для заправки самолётов топливом, маслом, кислородом, инертным газом, имеются устройства для подачи на самолёт боекомплектов, для подвески бомбового и ракетного оружия и т.д. Каждый ангар оборудован хорошей вентиляцией и комплектом противопожарных средств. Для удержания самолётов от перемещения при перегрузках на экранном ходу все они швартуются при помощи системы палубных швартовочных узлов.

Внутренний объём центроплана и поплавков вокруг ангарных помещений и шахты самолётоподъёмника разделён палубами и промежуточными платформами на 11 уровней высотой по 3 метра каждый: 8 уровней в профилированной части корпуса и 3 уровня в нижней части поплавков в зоне их ватерлинии. Каждый из этих уровней делится вертикальными продольными и поперечными силовыми элементами каркаса и вспомогательными переборками на отдельные объёмные ячейки, в которых размещаются основные рабочие, служебные и бытовые помещения авианосца. Для перемещения людей и грузов по всему объёму корпуса на каждом уровне предусмотрены сквозные поперечные и продольные проходы, обеспечивающие доступ к любому из помещений, а все уровни по этим ходам соединены между собой пешеходными трапами и грузовыми лифтами.

Кили вертикального оперения и консоли хвостового и носового горизонтального оперения выполнены по традиционной самолётной схеме, но из-за больших габаритов имеют многолонжеронную конструкцию с применением основных силовых элементов ферменного типа. Большие внутренние объёмы кессонов консолей стабилизаторов используются в качестве расходных топливных баков для двигателей экраноплана. В консолях заднего стабилизатора размещается топливо для маршевых двигателей, а в консолях переднего — для поддувных двигателей. По мере расходования топливо подкачивается в консоли из основных топливных ёмкостей. На концевых хордах обоих килей установлены обтекаемые гондолы фюзеляжного типа с размерами 29м 8м 5м. Гондолы левого кия предназначены для размещения оперативных и технических служб, обеспечивающих функционирование и управление артиллерийским и ракетным оружием экраноплана, а гондола правого кия — для служб, обеспечивающих руководство полётами самолётов базирующегося на экраноплане авиационного подразделения. Обе гондолы имеют остеклённые носовые части со свободным

круговым обзором и рабочие помещения для размещения оборудования и обслуживающего персонала. Для сообщения гондол с внутренними помещениями экраноплана в носовых частях обоих килей установлены лифтовые подъёмники.

Ракетное и артиллерийское оружие экраноплана размещается в поплавках. В носовых частях каждого поплавок в специальных боксах с открывающимися перед пуском ракет верхними люками расположены пусковые установки противолодочного ракетного комплекса, состоящие из четырёх спаренных кассет каждый. Аналогичные боксы с пусковыми установками противокорабельных ракетных комплексов класса «корабль-корабль» также кассетной конструкции расположены по оси поплавков в носовой части концевых сечений центроплана, а с пусковыми установками зенитного ракетного комплекса — в хвостовых отсеках поплавков. В передней части внешних бортов поплавков на вынесенных за контур обтекаемых надстроек установлены две автоматизированные артиллерийские установки башенного типа калибром 76 мм. Эффективное использование бортового вооружения экраноплана обеспечивается комплексом радиолокационных, радиоэлектронных, а также гидроакустических систем. В их число входят:

- РЛС ближнего и дальнего обнаружения воздушных целей, РЛС обнаружения низколетящих целей, РЛС опознавания летательных аппаратов, РЛС управления огнём, чьи антенные посты под радиопрозрачными обтекателями и аппаратура с рабочими местами операторов установлены в гондоле левого кия;
- РЛС обнаружения подводных целей, антенный пост и аппаратура которой установлены над обтекателем на носовой фюзеляжной надстройке, а пульта операторов — в рабочих помещениях верхней палубы этой надстройки
- гидроакустическая станция с опускаемым под воду антенным блоком, аппаратурой, пультами и обслуживающим персоналом, размещёнными в рабочих помещениях восьмого уровня по оси центроплана под нижней ангарной палубой.

В гондоле левого кия размещается командный пункт и пост управления огнём, обеспечивающие обнаружение целей, их сопровождение, прицеливание, управление пуском ракет, открытием артиллерийского огня и другие боевые действия по защите экраноплана.

В передней фюзеляжной надстройке, выполненной по схеме классического полумонокока и разделённой платформами на четыре рабочих уровня, размещаются:

- кабина пилотов экраноплана (ходовая рубка);
- штурманская кабина (штурманская рубка);
- пост радиосвязи и РЛС;
- боевой информационный пост;
- командный пост и помещения командира авианосца;
- комплекс командирских помещений;
- оперативная рубка (центр управления боевыми операциями).

На верхнем (первом) уровне фюзеляжной надстройки и в носовой части её четвёртого уровня установлены антенные посты радионавигационной системы экраноплана, а также светотехническая система посадки самолётов со своими пультами управления и рабочими местами операторов. Антенные же посты радионавигационной системы летательных аппаратов и РЛС управления посадкой самолётов, а также руководитель полётов со своей службой управления воздушным движением и пост управления взлётно-посадочными операциями располагаются, как мы уже говорили, в гондоле правого кия. Такое размещение этих служб и оборудования обеспечивают отличный визуальный и инструментальный обзор всего лётного пространства вокруг экраноплана, даёт возможность видеть сверху всю стартовую площадку, отслеживать и эффективно руководить всеми этапами и операциями взлёта и посадки самолётов, а также всеми их манёврами в зоне экраноплана.

В рабочих помещениях лобовой части центроплана, непосредственно прилегающей к фюзеляжной надстройке, размещаются:

- пост управления авиационными средствами;
- центр технического обслуживания самолётов;
- помещения для хранения авиационной документации, проведения предполётных инструктажей и разбора полётов;
- походная каюта командира авианосца;
- каюты высшего офицерского состава;
- офицерская кают-компания.

В остальных помещениях лобовой части центроплана в её третьем и четвёртом уровнях, а также в помещениях, расположенных над верхним передним ангаром, размещаются:

- каюты офицерского состава экраноплана и авиационного подразделения;
- столовые, камбузы, медицинские пункты для всего экипажа авианосца.

Отсеки нижних уровней (девятого, десятого и одиннадцатого) обоих поплавков используются в качестве:

- погребов для хранения артиллерийского боезапаса, боезапаса противолодочных, противокорабельных и зенитных ракет оборонительного и ударного комплексов экраноплана;
- погребов для хранения боезапаса боевых самолётов авиационного подразделения;
- хранилищ авиационного топлива для силовых установок экраноплана и для двигателей самолётов;
- помещений для вспомогательных силовых и энергетических установок и для обслуживающего их оборудования и агрегатов.

Для загрузки боезапаса на восьмом уровне обоих поплавков имеются специальные приёмные боксы, оборудованные наружными бортовыми люками и грузоподъёмными механизмами. Из этих боксов при помощи механизированных конвейеров и элеваторов боезапас размещается по соответствующим погреbum, а из них при помощи аналогичных механизмов доставляется к пусковым и артиллерийским установкам, а также подаётся на уровни трёх ангарных помещений для обработки и подвески на самолёты. Топливные ёмкости заправляются из топливозаправщиков через специальные насосные заправочные посты, расположенные в носовой и хвостовой частях поплавков, а потом бортовая топливная система перекачивает топливо из этих ёмкостей в расходные баки маршевых, поддувных и вспомогательных двигателей, а также к заправочным топливным постам в каждом ангарном помещении. На обоих бортах поплавков на высоте восьмого уровня имеются люки для загрузки запчастей, оборудования, продуктов, расходных материалов и т.п., а в хвостовой части расположены ангары для размещения разъездных катеров и хранения спасательных плотов со спуском их на воду при помощи такелажных средств через бортовые люки. В помещениях восьмого, седьмого и шестого уровней, расположенных в поплавках и примыкающих к бортам, располагаются кубрики для личного рядового и сержантского составов экипажей экраноплана и авиационного подразделения. На восьмом уровне на бортах расположен ряд входных дверей, а на седьмом и шестом уровнях — система бортовых люков для аварийного покидания.

На самом нижнем (восьмом) уровне центроплана в зоне шахты самолётоподъёмника размещены его механизмы и системы с постами управления и технического обслуживания, а в пространстве под третьей ангарной палубой располагаются:

- машинные отделения системы вентиляции ангаров и рабочих помещений;

- машинные отделения системы кондиционирования служебных и бытовых помещений;
- электрогенерирующие и распределительные электростанции;
- боксы с агрегатами и механизмами различных функциональных систем экраноплана;
- морозильные и холодильные камеры;
- кладовые сухой провизии;
- душевые, прачечные, туалетные и т.п.

Во внутренних помещениях, примыкающих к ангарам и к шахте самолётоподъёмника, на всех уровнях (от второго по седьмой) размещаются:

- боксы для проверки и сборки самолётных боекомплектов;
- мастерские для ремонта боезапаса;
- мастерские для ремонта авиационных двигателей;
- мастерские для ремонта элементов планера самолётов и их систем;
- кладовые запчастей и инструмента;
- кладовые готовых изделий;
- кладовые расходного самолётного имущества и материалов;
- заправочные посты;
- отсеки для хранения, обслуживания, подготовки и ремонта вспомогательных механизмов, агрегатов и приспособлений;
- помещения для экипировки и отдыха дежурных экипажей;
- раздевалки для обслуживающего технического персонала;
- помещения для проверки, подготовки, переналадки контрольно-записывающей самолётной аппаратуры, обработки и расшифровки полученных записей.

Экипаж авианосца состоит из 430 человек. Из них 180 человек — экипаж экраноплана, а 250 человек — контингент, обеспечивающий функционирование авиационного подразделения. В состав экипажа экраноплана входят:

- командир авианосца, его заместители, командиры боевых постов и технических служб;
- боевой экипаж, состоящий из:
 - лётчиков экраноплана;
 - штурманов-навигаторов;
 - радистов, акустиков, операторов радиолокационных систем;
 - стрелков-операторов бортового вооружения;
 - бортинженеров по управлению двигателями, энергоузлами, механизмами;

- технический экипаж, состоящий из:
 - мотористов маршевых, поддувных и вспомогательных силовых установок и энергоузлов;
 - техников-механиков по системам управления экранопланом, по гидро- и пневмосистемам, по системам вентиляции и кондиционирования, по топливной системе, по системе лётной механизации экраноплана и по внутрикорпусным транспортировочным механизмам;
 - техников по электрооборудованию и системам электроснабжения;
 - техников по радиоэлектронному и локационному связному и навигационному оборудованию;
 - техников-вооруженцев по артиллерийским и пусковым ракетным установкам;
- вспомогательный экипаж, состоящий из:
 - матросов, обслуживающих катера, выполняющих такелажные, швартовочные и другие работы и т.п.;
 - обслуживающего персонала (коки, медработники и т.п.).
 В состав контингента авиационного подразделения входят:
 - командир подразделения. Его заместители, командиры боевых звеньев;
 - руководители полётов и воздушные диспетчеры;
 - инженер подразделения и инженеры по специальностям;
 - лётные экипажи самолётов;
 - индивидуальные технические бригады, приписанные к конкретным самолётам, состоящие из:
 - механика самолёта;
 - моториста;
 - вооруженца
 - техников по радиоэлектронному и связному оборудованию;
 - бригада оружейников, производящая доставку боеприпасов из погребов к ангарам, сборку боеприпасов и их ремонт;
 - предстартовая бригада, выполняющая заправку самолётов горючесмазочными материалами, средствами жизнеобеспечения и навески боекомплектов;
 - стартовая бригада, обеспечивающая перекачку самолётов, вывод их на старт и приём после посадки;
 - бригады слесарей по ремонту двигателей, агрегатов планера и элементов систем и оборудования самолётов.

Приложение 6

Циклограммы взлёта и посадки сухопутного ТСБРТ

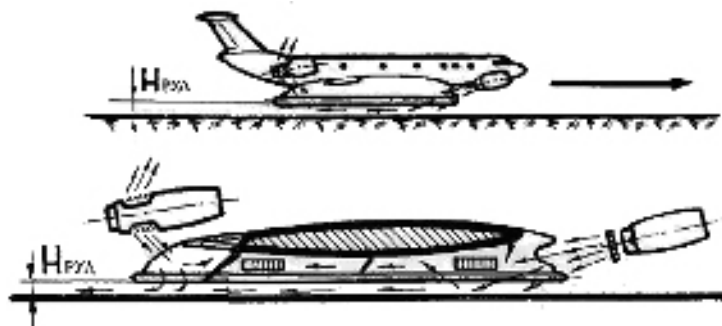
1. Взлёт

I. Стоянка перед стартом



- запуск ВСУ;
- запуск РТД, перевод их на малый газ;
- перевод РТД на режим реверса;
- запуск ПД, перевод их на малый газ;
- выпуск заднего подцентропланного взлётного щитка;
- выпуск среднего балансировочного подцентропланного щитка;
- выпуск переднего балансировочного подцентропланного щитка;
- подключение управления поворотными соплами и решётками ПД к штурвалу;
- установка поворотных сопел и решёток ПД в исходное для руления положение;
- включение автомата продольной, поперечной и путевой балансировки на подушке;
- подключение управления боковыми жалюзи к педалям;
- включение (при необходимости) управления жалюзи против сноса в зависимости от направления и интенсивности ветра;
- выключение ВСУ.

II. Руление, выход на старт



- Выход на подушку на месте (без движения):
 - увеличение тяги ПД до подъёма самолёта на высоту руления;
 - одновременное увеличение реверсной тяги РТД для компенсации разгонной составляющей ПД;
 - разворот самолёта на месте по курсу движения (при помощи жалюзи вручную);
- Начало движения:
 - уменьшение режима РТД при неизменном режиме ПД;
 - регулирование скорости руления изменением тяги РТД в режиме реверса:
 - режим ПД — 0,7-0,8 номинала;
 - режим РТД — реверс по необходимости;

Работают:

- автоматическая система стабилизации по тангажу, крену и курсу;
- система управления по курсу через педали;
- ручное управление жалюзи против сноса;

По ходу руления:

- скорость движения постоянная;
- действует подъёмная сила поддува.

III. Стартовая позиция



Выход на стартовую позицию

Остановка:

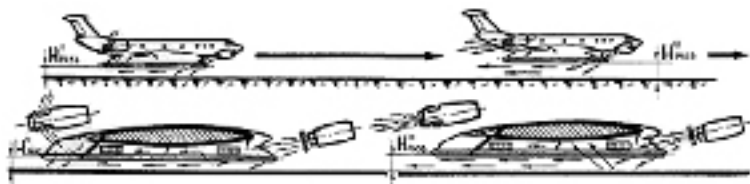
- перевод ПД и РТД на малый газ;
- опускание на баллонно-лыжные опоры;
- выпуск закрылков ОЧК во взлётное положение;
- выпуск предкрылков ОЧК;
- перевод стабилизатора на взлётный угол.

IV. Разбег

Выход на подушку на месте (без движения):

- увеличение тяги ПД до подъёма самолёта на высоту разбега;
- одновременное увеличение реверсной тяги РТД для компенсации разгонной составляющей ПД.

Начало разбега:



- энергичный перевод тяги РТД на малый газ и перекладка реверса на прямую тягу;
- увеличение тяги РТД и ПД до взлётной и начало разбега.

Разбег:

- Режим ПД — взлётный;
- Режим РТД — взлётный.

Работают:

- автоматическая система стабилизации по тангажу:
 - регулирование поворотных сопел и решёток ПД;
 - регулирование углов отклонения переднего и среднего балансировочных подцентропланнанных щитков;
 - автоматическая система стабилизации по крену:
 - дифференциальное регулирование поворотных сопел и решёток ПД;
 - автоматическая система стабилизации по курсу:
 - управление передними и задними жалюзи на бортиотсеках;
 - система управления по курсу через педали:
 - дифференциальное управление тягой РТД;
 - управление передними и задними жалюзи на бортиотсеках;

По мере разгона вступает в действие аэродинамическое управление:

- по тангажу — рули высоты;
- по крену — элероны;
- по курсу — рули направления

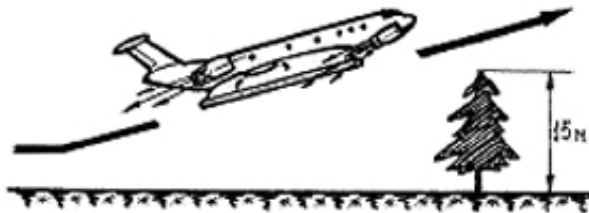
По ходу разбега:

- скорость растёт до скорости отрыва;
- подъёмная сила от поддува падает;
- возникает и растёт подъёмная сила от экранного эффекта;
- возникает и растёт аэродинамическая подъёмная сила крыла.

Отрыв и подъём на высоту препятствий

При достижении скорости отрыва взятие штурвала на себя и перевод самолёта на наклонную траекторию ухода от поверхности. Отрыв.

Перебалансировка по таншажу при отрыве:



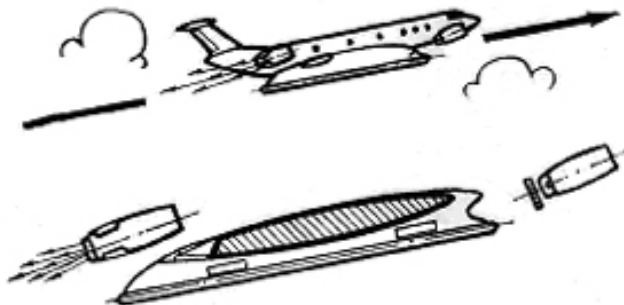
- режим РТД — взлётный;
- режим ПД — переменный в соответствии с требованием балансировки вне экрана;
- регулирование направления тяги ПД;
- изменение углов атаки и тангажа самолёта.

Работают:

- аэродинамическое управление:
 - рули высоты;
 - элероны;
 - руль направления;
- аэродинамическая балансировка:
 - рули высоты;
 - поворотный стабилизатор;
 - силовая балансировка:
 - регулирование тяги ПД и РТД;
 - регулирование поворотными соплами ПД;

В процессе подъёма на высоту действует аэродинамическая подъёмная сила крыла.

Набор с разгоном и переход на крейсерскую конфигурацию:



- отключение автоматической балансировки на подушке;
- отключение управления жалюзи от педалей;

- уборка переднего балансировочного подцентропланного щитка;
- уборка среднего балансировочного подцентропланного щитка;
- уборка заднего балансировочного подцентропланного щитка;
- перебалансировка в процессе уборки щитков:
 - плавный перевод поворотных сопел и решёток ПД в крейсерское положение:
 - режим РТД — взлётный;
 - режим ПД — переменный;
 - изменение угла установки стабилизатора:
 - по достижении скорости набора высоты переход на крейсерскую конфигурацию:
 - перевод РТД и ПД на режим набора высоты;
 - уборка механизации ОЧК:
 - закрылков;
 - предкрылков;
 - перевод стабилизатора на крейсерский угол установки;
- Работает:
- аэродинамическое управление:
 - рули высоты;
 - элероны;
 - руль направления;
 - по достижении крейсерской высоты:
 - выключение РТД;
 - перевод ПД на крейсерский режим (или наоборот, если на крейсерском режиме должны работать РТД);
 - отключение управления поворотными соплами и решётками двигателей от штурвала.

2. Посадка

Полёт между 2-м и 3-м разворотом:

- выпуск предкрылков ОЧК;



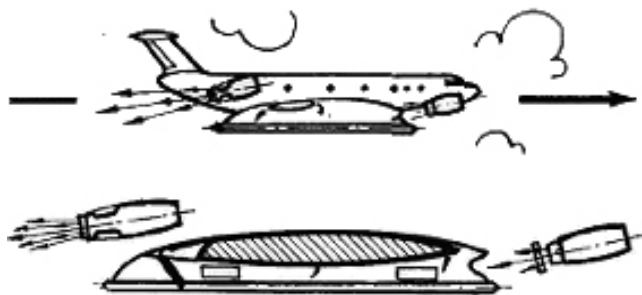
- выпуск закрылков ОЧК в посадочное положение;

- перевод стабилизатора на посадочные углы;
- запуск ПД и перевод его на малый газ;
- переключение управления поворотными соплами и решётками ПД к штурвалу;

Работают:

- режим РТД — необходимый для выдерживания скорости захода на посадку;
- режим ПД — малый газ;
- аэродинамическое управление:
 - рули высоты;
 - элероны;
 - руль направления;
- действует аэродинамическая подъёмная сила крыла.

Полёт между 3-м и 4-м разворотом:



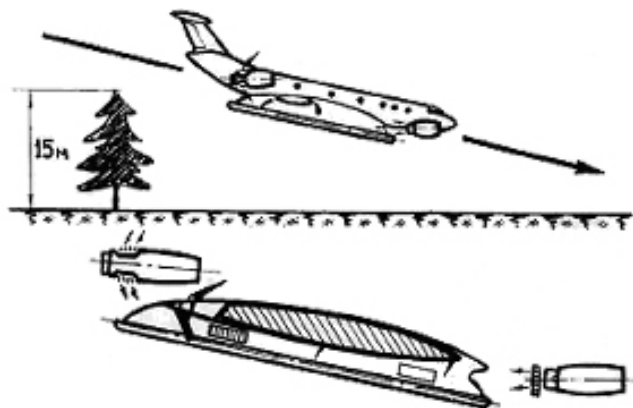
- выпуск переднего балансировочного подцентропланного щитка;
- выпуск среднего балансировочного подцентропланного щитка;
- выпуск заднего тормозного подцентропланного щитка;
- перебалансировка в процессе выпуска щитков:
 - режим РТД — переменный, необходимый для поддержания скорости полёта;
 - режим ПД — переменный в соответствии с требованиями балансировки;
 - регулирование направления тяги ПД;
 - изменение углов атаки и тангажа самолёта;
 - коррекция угла установки стабилизатора;

Работают:

- аэродинамическое управление:
 - рули высоты;
 - элероны;

- руль направления;
- аэродинамическая балансировка:
 - рули высоты с триммерами;
 - переставной стабилизатор;
- силовая балансировка:
 - управление тягой ПД и РТД;
 - регулирование поворотных сопел ПД;
 - подключение автоматической системы балансировки и стабилизации на подушке;
 - подключение управления жалюзи к педалям.

Предпосадочное планирование



- перевод РТД на малый газ;
- одновременное изменение (увеличение) тяги ПД для обеспечения необходимой скорости планирования;
- переключение РТД на реверс;
- открытие центропланного реверсного щитка;
- открытие на реверс задних жалюзи на бортоотсеках;
- перебалансировка по тангажу:
- режим РТД — реверс, малый газ;
- режим ПД — соответствующий скорости планирования;
- регулирование направления тяги ПД;
- изменение углов атаки и тангажа самолёта;

Работают:

- аэродинамическое управление:
 - рули высоты;
 - элероны;

- тормозной и реверсный подцентропланные щитки, а также задние жалюзи на борто́тсеках работают на торможение.

На начальном этапе торможения — аэродинамическое управление:

- рули высоты;
- элероны;
- руль направления.

Автоматическая система стабилизации по тангажу:

- регулирование поворотных сопел и решёток ПД;
- регулирование положения переднего и среднего балансировочных подцентропланных щитков;
- регулирование положения реверсного центропланного щитка.

Автоматическая система стабилизации по крену:

- дифференциальное регулирование поворотных сопел и решёток ПД.

Автоматическая система стабилизации по курсу:

- управление передними и задними жалюзи на борто́тсеках.

Управление курсом:

- дифференциальное управление тягой РТД в режиме реверса;
- ручное управление передними и задними жалюзи на борто́тсеках.

Действуют:

- на начальном этапе торможения — подъёмная сила от экранного эффекта;
- потом — подъёмная сила от поддува;

Остановка:

- при $V=0$ перевод РТД и ПД на малый газ; опускание на баллоны;
- уборка реверсного центропланного щитка;
- уборка заднего тормозного подцентропланного щитка;
- закрытие задних жалюзи (снятие их реверсирования);
- уборка закрылков ОЧК;
- уборка предкрылков ОЧК;
- выпуск заднего подцентропланного взлётного щитка;
- включение управления жалюзи против сноса.

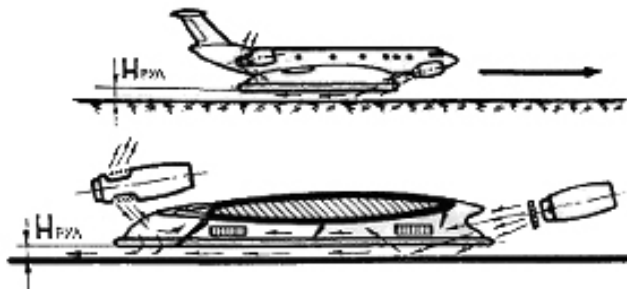
Руление, переход на стоянку

Выход на подушку на месте (без движения):

- увеличение тяги ПД до подъёма самолёта на высоту руления;
- одновременное увеличение реверсной тяги РТД для компенсации разгонной составляющей ПД;
- разворот самолёта на месте по курсу движения (при помощи жалюзи вручную);

Начало движения:

- уменьшение режима РТД при неизменном режиме ПД;



Регулирование скорости руления изменением тяги РТД в режиме реверса:

- режим ПД — 0,7-0,8 номинала;
- режим РТД — реверс по необходимости.

Работают:

- автоматическая система стабилизации по тангажу, крену и курсу;
- система управления по курсу через педали;
- ручное управление жалюзи против сноса.

По ходу руления:

- скорость движения постоянная;
- действует подъёмная сила поддува.

Стоянка после посадки

- Выход на стоянку. Остановка.
- Разворот самолёта на месте в положение стоянки.
- Перевод РТД и ПД на малый газ. Опускание самолёта на баллоны.
- Перевод РТД с реверса на прямую тягу.
- Отключение автоматической системы продольной, поперечной и путевой стабилизации на подушке.
- Отключение управления поворотными соплами ПД от штурвала.
- Отключение управления боковыми жалюзи на бортоотсеках от педалей.
- Отключение управления жалюзи против сноса.
- Установка жалюзи в стояночное положение.
- Уборка переднего балансировочного подцентропланного щитка.
- Уборка заднего взлётного щитка.
- Выключение ПД и РТД.

ИСПОЛЬЗОВАННАЯ ЛИТЕРАТУРА

1. В. Агеев «Трудная судьба ВВА-14»
2. О.К. Антонов «Планеры, самолёты», Киев, «Наукова думка», 1990г.
3. «О.К. Антонов — многогранность таланта» АНТК им. О.К. Антонова, издательский центр «АэроХобби»
4. Э.А. Афрамеев «Глобальная система спасения людей и технических средств, терпящих бедствие на море, с помощью тяжёлых кораблей-экранопланов» Научные чтения, посвящённые 100-летию со дня рождения Р.Л. Бартини
5. О. Бартини Р. «Аналитическое построение аэродинамических контуров». Бюллетень НИИ Гражданского воздушного флота — «Лицом к технике» №1 май 1931г, Москва
6. О. Бартини Р. «Схемы гидросамолётов». Бюллетень НИИ Гражданского воздушного флота — «Лицом к технике» №2 июнь 1931г; №4 август 1931г, Москва
7. Р. Бартини «Перспективы стального самолётостроения» Журнал «Гражданская авиация» №5 1931г. Гос. научно-техническое издательство, Москва
8. О. Бартини «О перспективах технической реконструкции гражданского воздушного флота» Журнал «Гражданская авиация» №2 1933г, Гос. научно-техническое издательство, Москва
9. Роберт Орос ди Бартини «Ускорение, транспорт, художественное конструирование» Бюллетень «Техническая эстетика» №12 1967г.
10. Роберт Орос ди Бартини «Цепь» — киноповесть в трёх частях, неоконченная рукопись 1973-1974г.г.
11. Роберт ди Бартини «Транспорт будущего» Журнал «Советский Союз» №11(297) 1974г.
12. Бартини Р.Л. «Почувствовать себя конструктором» Журнал «Изобретатель и рационализатор» №3 1975г.
13. И. Берлин «В силовом поле Октября» Журнал «Наука и жизнь» №11 и №12 1979г.
14. И. Берлин «Крыло мечты» Журнал «Техника и наука» №2 1963г.
15. И. Берлин «Сталь — человек и самолёт» Газета «Красная звезда» от 16 мая 1987г.
16. Н.И. Белавин «Экранолёты», Издательство «Судостроение», Ленинград, 1977г.

17. Н.И. Белавин «Авианесущие корабли», Москва, «Патриот», 1990г.
18. Под редакцией проф. А.Г. Братухина «Морская авиация России», Москва, «Машиностроение», 1996г.
19. С.Б. Бузиновский «Всё возможно». Журнал «Знак вопроса» №3-4, 1993г, Москва, издательство «Знание». 1993г.
20. И. Вишняков «Чтобы красные самолёты летали быстрее чёрных» Журнал «Изобретатель и рационализатор» №10 1973г.
21. И. Вишняков «Сталь-6» и немного об авторе» Журнал «Изобретатель и рационализатор» №10 1973г.
22. И.Э. Вельгрот «Отработка концепции Р.Л. Бартини вертикального взлёта амфибийных летательных аппаратов в гидродинамическом отделении ЦАГИ» Научные чтения, посвящённые 100-летию со дня рождения Р.Л. Бартини Сборник докладов, Москва, 1997г.
23. И.Г. Дроговоз «Странные летательные объекты», Минск, Хорвест 2002г.
24. П.М. Дробезко, Л.Г. Фортинов «Обеспечение весовой отдачи самолёта-амфибии ВВА-14» Научные чтения, посвящённые 100-летию со дня рождения Р.Л. Бартини Сборник докладов, Москва, 1997г.
25. А. Заблотский, А. Сальников «И создал он зверя невиданного» Журнал «Авиация и время» №5 2005г.
26. П.Г. Кузнецов «Физические величины, физические законы и геометрические объекты (О значении кинематической системы единиц Р.Л. Бартини)» Из истории авиации и космонавтики. Вып. 28 1976г, Академия наук СССР, Москва
27. В.Л. Кузнецов, А.И. Зинченко, Б.М. Литвинчук, В.С. Орешников, В.Н. Петриков «Морской космический комплекс на основе самолётов-амфибий» Из истории авиации и космонавтики. Вып. 28 1976г, Академия наук СССР, Москва
28. В.Н. Мартыненко «Самолёты взлетают с моря», Ростов-на-Дону, изд. «Литера-Д», 1993г.
29. В.Н. Мартыненко «Трудный хлеб гидроавиации» Таганрог, изд. «Сфинкс», 1998г.
30. В.Н. Мартыненко «Путь к «Альбатросу» Таганрог, изд. «Сфинкс», 2000г.
31. Вячеслав Моисеев «Его имя носят самолёты» Киев, КВИЦ, 2005г.
32. И.В. Остославский, В.М. Матвеев «О работе винта, помещённого в кольцо» Труды ЦАГИ им. Жуковского, вып. 248 изд. ЦАГИ, Москва, 1935г.

33. В.Ф. Павленко «Самолёты вертикального взлёта и посадки» Воениздат МО СССР Москва, 1966г.
34. В.Ф. Павленко «Силовые установки летательных аппаратов вертикального взлёта и посадки», Изд. «Машиностроение», Москва, 1972г.
35. Г.С. Панатов «Р.Л. Бартини — выдающийся авиаконструктор и учёный (к 100-летию со дня рождения)» Научные чтения, посвящённые 100-летию со дня рождения Р.Л. Бартини Сборник докладов, Москва, 1997г.
36. Г.С. Панатов, Л.Г. Фортинов, В.П. Воронцов, В.О. Терешко «Интегральный критерий энергетического совершенства дозвуковых самоходных транспортных машин» Научные чтения, Москва, 1997г.
37. Г.С. Панатов, Л.Г. Фортинов «Развитие идей Р.Л. Бартини в научных разработках на ТАНТК им. Г.М. Бериева» Научные чтения, сборник докладов, Москва, 1997г.
38. Г.Ф. Петров «Гидросамолёты и экранопланы России 1910-1999гг.», Москва, «Русавиа» 2000г.
39. П. Повилейко «Его называли Совверсиво», Газета «Советская Сибирь» №154 1976г.
40. Е.И. Ружицкий «Безаэродромная авиация», Оборонгиз Москва, 1959г.
41. Е.И. Ружицкий «Европейские самолёты вертикального взлёта», Москва, Астраль АСТ 2000г.
42. К.П. Станюкович «Работы Р.Л. Бартини по теоретической физике» Из истории авиации и космонавтики вып. 28 1976г., Академия наук СССР, Москва
43. К.Г. Удалов, Г.С. Панатов, Л.Г. Фортинов «Самолёт ВВА-14», Москва Авикопресс 1994г.
44. Л.Г. Фортинов, И.И. Гаврилов, И.М. Забалцев, В.П. Воронцов «Поплавковое взлётно-посадочное устройство самолёта-амфибии ВВА-14» Научные чтения, посвящённые 100-летию со дня рождения Р.Л. Бартини Сборник докладов, Москва, 1997г.
45. Л.Г. Фортинов, И.М. Забалцев «Совершенство пассажирского самолёта «Сталь-7» Р.Л. Бартини», Научные чтения, посвящённые 100-летию со дня рождения Р.Л. Бартини Сборник докладов, Москва, 1997г.
46. И.Ф. Флоров «Вклад Р.Л. Бартини в авиационную науку» Из истории авиации и космонавтики вып. 28 1976г., Академия наук СССР, Москва
47. Б.И. Фролищев «Создание аэродинамической компоновки самолёта-амфибии вертикального взлёта и посадки ВВА-14», Научные чтения,

- посвящённые 100-летию со дня рождения Р.Л. Бартини Сборник докладов, Москва, 1997г
48. И. Чутко «Красные самолёты», Москва изд. Политической литературы, 1978г.
 49. И. Чутко «Мост через время», Москва изд. Политической литературы, 1978г.
 50. И. Чутко «Какое нам дело до обелиска?», Газета «Московская правда» от 1 мая 1989г.
 51. В.Б. Шавров «Самолёты конструкции Р.Л. Бартини» Из истории авиации и космонавтики вып. 28 1976г., Академия наук СССР, Москва
 52. В.Б. Шавров «14 мая — 75 лет со дня рождения Р.Л. Бартини (1897г.)» Из истории авиации и космонавтики вып. 14 1972г., Академия наук СССР, Москва
 53. В.Б. Шавров «История конструкций самолётов в СССР до 1938г.» Москва «Машиностроение», 1978г.
 54. В.Б. Шавров «История конструкций самолётов в СССР 1948-1950г.г.», Москва «Машиностроение», 1978г.
 55. Н.В. Якубович «Все самолёты Г.М. Бериева», Москва, Астрель АСТ 2002г.

Содержание

От автора	4
1. Глава первая	8
2. Глава вторая	21
3. Глава третья	82
4. Глава четвертая	88
5. Глава пятая	105
6. Глава шестая	113
7. Глава седьмая	137
8. Глава восьмая	166
9. Глава девятая	197
10. Глава десятая	317
11. Глава одиннадцатая	355
12. Глава двенадцатая	376
13. Глава тринадцатая	448
14. Глава четырнадцатая	478
15. Глава пятнадцатая	572
16. Глава шестнадцатая	605
17. Заключение	674
Приложения	
Приложение 1	675
Приложение 2	679
Приложение 3	691
Приложение 4	705
Приложение 5	714
Приложение 6	732
Использованная литература	742

Н.А.Погорелов

Невостребованное наследство
Записки об авиаконструкторе Р.Л.Бартини

Литературный и технический редактор И.Погорелова
Дизайн (макетирование) обложки К.Борцов
Компьютерный набор В.Филатова, Ю.Чернов
Компьютерная верстка и дизайн Л.Шиянова
Корректор Е.Волохай

Подписано в печать 10.08.11г. Формат 60х90/16.
Бумага мелованная. Гарнитура «Times New Roman»
Печать офсетная. Усл. Печ. Лист 12,82 Тир. 100 Зак.850 2011г.

Харьковское государственное авиационное производственное предприятие
Украина, 61023 Харьков, ул. Сумская, 134
Типография ХГАПП

Н.А.Погорелов

Невостребованное наследство

Записки об авиаконструкторе Р.Л.Бартини

Книга содержит воспоминания автора о выдающемся авиационном конструкторе Р.Л.Бартини, о его удивительных опережающих время проектах и об условиях, в которых этому чрезвычайно талантливому разностороннему ученому приходилось работать.

В книге подробно рассказывается о технических особенностях и о ходе создания его уникального экспериментального вертикально-взлетающего самолета – амфибии ВВА-14, о принципе бесконтактного движения и о разработке таких летательных аппаратов, как экранопланы и экранолеты.

Книга рассчитана, в основном, на подготовленного читателя, связанного с авиацией или знакомого с ней.

Н.А. ПОГОРЕЛОВ

НЕВОСТРЕБОВАННОЕ НАСЛЕДСТВО

**ЗАПИСКИ ОБ АВИАКОНСТРУКТОРЕ
Р.Л. БАРТИНИ**