

**МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ**

**КРАСНОДАРСКОЕ ВЫСШЕЕ ВОЕННОЕ АВИАЦИОННОЕ  
УЧИЛИЩЕ ЛЕТЧИКОВ**

**В.М. Шатух, С.В. Пигин**

**КОНСТРУКЦИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ  
САМОЛЕТА Л-410 УВП-Э С ДВИГАТЕЛЯМИ М-601Е**

Учебное пособие для курсантов,  
обучающихся по специальности 240300 – эксплуатация  
воздушных судов и организация воздушного движения

Под редакцией канд. техн. наук, доцента  
Ю.С. Карчевского

Утверждено начальником училища

Балашов 2006

УДК 629.735.33.014.16 (100)

## КОНСТРУКЦИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТА Л-410 УВП-Э С ДВИГАТЕЛЯМИ М-601Е

Учебное пособие / Канд.пед.наук, доцент В.М. Шатух, канд. пед. наук С.В. Пигин; Краснодарское высшее военное авиационное училище летчиков.— Краснодар: КВВАУЛ, 2006. – 268 с.

В учебном пособии изложены устройство, размещение и работа элементов конструкции самолета, двигателя и их функциональных систем. Представлены органы управления, индикации и сигнализации. Рассмотрены вопросы эксплуатации самолета и двигателей на земле и в полете. Большое внимание уделено грамотным действиям экипажа при возникновении отказов и неисправностей самолета, двигателя и их систем в полете.

Данное пособие написано на основе Руководства по летной эксплуатации самолета Л-410 УВП-Э. Оно предназначено для курсантов летных вузов, а также может быть полезным летному составу, переучивающемуся на данный самолет.

Рецензенты: канд. пед. наук, доцент В.Н Соколенко,  
канд. пед. наук, доцент В.Е. Голомин

## ВВЕДЕНИЕ

Учебное пособие написано в соответствии с содержанием раздела «Конструкция и эксплуатация учебного самолета с ТВД» учебной программы дисциплины «Конструкция и эксплуатация самолетов и двигателей». В нем изложены вопросы конструкции и эксплуатации самолета Л-410 УВП-Э, двигателя М-601Е и их систем.

Структура пособия предполагает твердые знания курсантами теоретических основ элементной базы конструкции самолетов и двигателей. Поэтому конструкция и работа отдельных агрегатов (узлов) в учебном пособии не рассматривается, она изложена в ранее изданных в училище пособиях.

Данное учебное пособие позволит курсантам, изучающим самолет Л-410 УВП-Э, в короткие сроки, ограниченные учебной программой, овладеть знаниями конструкции и эксплуатации самолета и его силовой установки в объеме, обеспечивающем достижение целей обучения, определенных квалификационной характеристикой специалиста.

Учебное пособие состоит из введения и пятнадцати глав. Структура большинства глав одинакова. В главе, как правило, излагается общая характеристика и основные данные, устройство частей самолета и двигателя, а также их систем. Детально рассмотрены вопросы эксплуатации самолета, двигателей и их систем на земле и в полете.

Многие значения параметров, которые в эксплуатации влияют на безопасность полета, приводятся с допусками. Эксплуатация систем и оборудования самолета, а также двигателя рассматриваются по этапам полета. Вопросы особенностей пилотирования в особых случаях в полете, связанных с отказами и неисправностями, в пособии не рассматриваются, а приводятся только действия экипажа по восстановлению работоспособности отказавших систем.

Учебное пособие написано на основе Руководств по технической и летной эксплуатации самолета Л-410 УВП-Э.

Учебное пособие иллюстрировано большим количеством рисунков и таблиц, что должно способствовать развитию у курсантов пространственного воображения, логического мышления и обеспечить более глубокое знание самолета, двигателя и их систем.

Многие рисунки подверглись значительному упрощению без снижения их учебной ценности.

В отдельных случаях, при различии в устройстве агрегатов пассажирского и грузового самолетов, рассматривались оба варианта.

Авторы выражают благодарность инженерному и лётно-методическому отделу УАЦ ПЛС за замечания и пожелания, высказанные на этапе подготовки рукописи учебного пособия к печати.

# **ГЛАВА 1. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ САМОЛЕТА**

## **1.1. Назначение и основные данные самолета**

### **1.1.1. Назначение самолета**

Самолет Л-410 УВП-Э является легким транспортным самолетом и предназначен для:

- первоначального обучения курсантов летных училищ ВВС технике пилотирования в простых и сложных метеоусловиях днем и ночью;

- обучения элементам боевого применения, связанным с перевозкой личного состава и малогабаритных грузов;

- тренировок летного состава училищ ВВС.

Экипаж самолета состоит из трех человек:

- командир экипажа (левый летчик);
- помощник командира экипажа (правый летчик);
- бортовой техник.

Самолет представляет собой цельнометаллический свободнонесущий моноплан с высокорасположенным крылом и однокилевым хвостовым оперением.

Фюзеляж самолета стрингерно-балочной конструкции. Он состоит из трех частей:

- передней;
- средней;
- хвостовой.

В передней части фюзеляжа размещена кабина экипажа с рабочими местами для летчиков, необходимым оборудованием для управления самолетом и контроля за работой систем самолета и двигателя.

В средней части фюзеляжа размещена грузовая кабина с рабочим местом бортового техника, сиденьями (креслами) для перевозки личного состава и другое оборудование.

В хвостовой части фюзеляжа размещены:

- багажник;
- туалет;
- вешалка.

Крыло самолета свободнонесущее, лонжеронное, неразъемное. На крыле размещены: элероны, интерцепторы, двухщелевые за-

крылки, щитки автоматического управления креном (АУК). К крылу крепятся двигатели. В крыле размещены топливные баки. На концах крыла могут быть установлены два подвесных топливных бака.

Хвостовое оперение свободнонесущее, лонжеронного типа, стреловидное. Оно состоит из вертикального (киль с рулем направления) и горизонтального (стабилизатор с рулем высоты) оперений.

Шасси самолета трехопорной схемы, убирающееся в полете, состоит из передней с управляемым колесом и двух основных с тормозными колесами опор.

Силовая установка состоит из двух турбовинтовых двухвальных двигателей М-601Е с пятилопастными воздушными винтами изменяемого шага.

Управление самолетом рулями и элеронами прямое, осуществляется с рабочих мест как левого, так и правого летчиков.

Топливная система самолета обеспечивает питание двигателей топливом. Основной запас топлива размещен в восьми крыльевых мягких топливных баках. Дополнительный запас топлива размещается в двух подвесных топливных баках.

Противопожарное оборудование обеспечивает защиту отсеков двигателей, переднего багажника и кабин самолета от пожара в случае его возникновения.

Гидравлическая система обеспечивает управление шасси, закрылками, интерцепторами, щитками АУК, тормозами колес основных опор шасси, поворотом колес носовой опоры шасси, аварийным, стояночным торможением и стеклоочистителями.

Система кондиционирования воздуха (СКВ) обеспечивает отопление и вентиляцию кабины экипажа и грузовой кабины, обогрев отсека аккумуляторов, обдув остекления, индивидуальный обдув заборным воздухом летчиков и перевозимых в грузовой кабине людей.

Противообледенительная система (ПОС) защищает от обледенения крыло, хвостовое оперение, воздухозаборники двигателей, воздушные винты, лобовые стекла кабины экипажа, приемники воздушного давления и обеспечивает безопасное выполнение кратковременных полетов в условиях обледенения.

### 1.1.2. Основные данные самолета

#### *Летно-технические данные*

- Максимально-допустимая высота полета.....4200 м
- Предельно-допустимая высота расположения аэродрома над уровнем моря для взлета и посадки....2000 м
- Длина разбега (с БВПП и взлетной массе 6400 кг).....400 м
- Длина пробега (с БВПП, с использованием всех средств торможения, при посадочной массе 6200 кг)...300м
- Скорость отрыва.....150 км/ч
- Посадочная скорость.....140 км/ч
- Дальность полета (с максимальной полезной нагрузкой 1700 кг, на Н=4200 м, на крейсерской скорости, при остатке топлива на 30 мин полета):  
без подвесных топливных баков.....990 км  
с подвесными топливными баками.....1390 км

#### *Геометрические данные*

- Длина самолета .....14,424 м
- Высота самолета.....5,829 м
- Размах крыла:  
без подвесных баков .....19,479 м  
с подвесными баками.....19,980 м
- База шасси.....3,666 м
- Колея шасси.....3,650 м
- Угол установки крыла .....+ 2°
- Положительный угол V крыла ..... +1°45'

### 1.1.3. Ресурсы и сроки службы самолета и двигателя

Для самолета:

- до первого капитального ремонта:
- а) срок службы .....16 лет
- б) налет .....4000 часов
- в) посадок .....8000

Для двигателя М-601Е:

- а) срок службы .....17 лет
- б) наработка .....2000 часов
- в) посадок .....6750

## 1.2. Эксплуатационные ограничения и их анализ

Эксплуатационные ограничения устанавливаются с целью надежного обеспечения безопасности полетов по условиям:

-устойчивости и управляемости самолета;

-динамической и статической прочности его конструкции и агрегатов;

-работоспособности силовой установки, систем и оборудования;

-психофизиологической жизнедеятельности экипажа и др.

Знание летным составом эксплуатационных ограничений позволяет им грамотно эксплуатировать самолет на всех режимах полета, мгновенно определять возникновение особых случаев и безошибочно действовать при их появлении.

Эксплуатационные ограничения для самолета Л-410 УВП-Э изложены в Руководстве по летной эксплуатации и подразделяются на ограничения:

- по массам;
- по центровкам;
- по летным данным;
- по силовой установке.

*а) Ограничения по массам.*

Для самолета Л-410 установлены следующие эксплуатационные ограничения по массам:

- максимально допустимая взлетная масса – **6400 кг**. Рассчитывается из условия обеспечения надлежащего уровня безопасности при взлете в случае отказа одного из двигателей на разбеге;
- максимальная полезная нагрузка – **1700 кг**. Определяется из уравнения существования самолета, а также ограничена прочностью пола грузовой кабины. Максимальная удельная нагрузка на пол грузовой кабины **400 кг/м<sup>2</sup>**;
- максимальная посадочная масса – **6200 кг**. Ограничивается из условий обеспечения:

а) максимально допустимых нагрузок на элементы конструкции и узлы крепления его к планеру;

б) безопасности ухода на второй круг на случай отказа одного из двигателей.

- максимальная масса груза:

а) в переднем багажнике – **70 кг**;

б) в заднем багажнике – **150 кг**,

ограничивается прочностью пола багажников и предельными центровками самолета.



*б) Ограничения по центровкам.*

- предельная передняя центровка – **17% САХ**. Выбирается из условия максимально возможного отклонения руля высоты  $d_{в\ max}$  на посадке;
- предельная задняя центровка – **28% САХ**. Выбирается из условия обеспечения минимального допустимого запаса устойчивости самолета по перегрузке  $m_{zmin}=12\%$

*в) Ограничения по летным данным.*

Максимальная положительная эксплуатационная перегрузка:

- с выпущенными закрылками – **2 ед.**
- с убранными закрылками – **3 ед.**

Максимальная отрицательная эксплуатационная перегрузка – **0**.

Для самолета Л-410 УВП-Э установлена:

- минимально допустимая скорость .....140 км/час;
- расчетная предельная скорость полета.....400 км/ч;
- максимальная эксплуатационная скорость полета...350 км/ч.

*г) Ограничение максимально допустимой скорости полета:*

- с выпущенными закрылками:

\* на **18°** .....250 км/ч;

\* на **42°** .....220 км/ч;

- с выпущенными интерцепторами.....190 км/ч,

выбирается из условия прочности закрылков, интерцепторов, узлов навески и проводки управления ими;

- с выпущенными шасси.....250 км/ч,
- выбирается из условия прочности створок опор шасси.

*д) Потолок самолета.*

Для самолета Л-410 УВП-Э максимально допустимая высота полета **4200 м** и время её набора (при вертикальной скорости набора высоты **3 м/с** и взлетной массе **6400 кг.**):

H = 1000 м - 6 мин.

H = 2000 м - 11 мин.

H = 3000 м - 17 мин.

H = 4200 м - 24 мин.

*е) Ограничение по прочности грунта.*

Для самолета Л-410 минимально допустимая прочность грунта (при эксплуатации самолета с ГВП) ..... **6 кгс/см<sup>2</sup>**.

### **1.3. Функциональные обязанности командира и помощника командира экипажа**

Общие функциональные обязанности летчика определяются основными документами, регламентирующими летную работу в авиации ВВС и видов ЛА (НПП, КУЛП, КБП).

При эксплуатации конкретного типа ЛА функциональные обязанности членов экипажа в процессе подготовки и на различных этапах полета определены в РЛЭ. В частности для самолета Л-410УВП-Э это «Руководство по летной эксплуатации» 1986г. (РЛЭ).

Командир экипажа является непосредственным начальником всего личного состава экипажа. Он обязан руководить членами экипажа в целях успешного выполнения полетного задания и обеспечения безопасности полетов. Команды и указания командира экипажа являются обязательными для выполнения всеми членами экипажа.

Помощник командира экипажа на всех этапах полета должен находиться в постоянной готовности взять на себя управление самолетом и руководство экипажем.

Предполетную подготовку (опробование) авиатехники производить при наличии полного состава экипажа.

На всех этапах полета каждый член экипажа обязан немедленно докладывать командиру экипажа:

- о ненормальной работе оборудования и систем самолета;
- о появлении или наличии аварийной световой сигнализации;
- об обнаружении опасной ситуации или получении информации о ней;
- об ухудшении самочувствия;
- об отклонении скорости полета за допустимые пределы.

Перед каждым полетом члены экипажа обязаны:

- определить максимально допустимый взлетный вес для конкретных условий данного аэродрома;
- оценить максимально допустимую посадочную массу для ожидаемых условий на аэродром посадки.
- определить потребное количество топлива и полезную нагрузку в соответствии с заданием на полет;
- выбрать схему размещения грузов, обеспечить допустимый диапазон центровок в течение всего полета;
- определить центровку самолета на взлете и посадке;

- определить требуемую длину ВПП для разбега и требуемую длину ВПП для прерванного взлета;
- командиру экипажа получить доклад от техника самолета о проведенных работах при подготовке к полету и по устранению неисправностей, выявленных в предыдущем полете, и командиру экипажа произвести предполетный осмотр самолета.

### **1.3.1. Обязанности командира экипажа**

Командир отвечает за:

- руководство и контроль членов экипажа;
- пилотирование самолета, контроль режимов полета и положения самолета в пространстве;
- ведение внешней радиосвязи;
- запуск и опробование двигателей в составе экипажа;
- управление и контроль работы:
  - \* двигателей;
  - \* системы управления самолетом;
  - \* механизации крыла;
  - \* системы противопожарной защиты;
  - \* взлетно-посадочного и рулежного управления поворотом колес передней опоры шасси и системой торможения колес;
  - \* пилотажно-навигационного оборудования;
  - \* ответчика;
  - \* системы электроснабжения;
  - \* гидросистемы;
  - \* системы кондиционирования воздуха;
  - \* стеклоочистителя;
  - \* электрообогрева лобового стекла фонаря кабины;
  - \* кислородного оборудования и внутреннего светотехнического оборудования своего рабочего места.

### **1.3.2. Обязанности помощника командира экипажа**

Помощник командира экипажа обязан пилотировать самолет по указанию командира экипажа. Контролировать режимы полета и положение самолета в пространстве. Отвечает за:

- самолетовождение;
- ведение внешней радиосвязи;
- запуск и опробование двигателей;

- управление и контроль работы:
  - \* двигателей;
  - \* пилотажно-навигационного оборудования;
  - \* системы уборки и выпуска шасси;
  - \* системы электроснабжения;
  - \* противообледенительной системы;
  - \* стеклоочистителя;
  - \* электрообогрева рабочего стекла фонаря кабины;
  - \* радиосвязного оборудования;
  - \* внешнего светотехнического оборудования;
  - \* кислородного оборудования и внутреннего светотехнического оборудования своего рабочего места;
  - \* ручным насосом аварийной гидросистемы;
  - \* выпуском шасси, закрылков от основной гидросистемы;
  - \* выпуском шасси, закрылков от аварийной гидросистемы;
  - \* аварийным торможением колес.

## ГЛАВА 2. ПЛАНЕР И КАБИНЫ САМОЛЕТА

### 2.1. Общая характеристика, силовая схема и устройство частей планера

#### 2.1.1. Общая характеристика планера самолета

Масса планера составляет около  $\frac{2}{3}$  массы всей конструкции самолета. Планер воспринимает и замыкает все нагрузки, действующие на летательный аппарат, поэтому он должен обладать достаточной прочностью и жесткостью.

Планер самолета Л-410УВП-Э представляет собой свободнонесущий цельнометаллический моноплан с верхним расположением крыла и хвостовым оперением классической схемы.

В конструкции планера в основном используются алюминиевые сплавы. Соединения элементов планера заклепочные, клеесварные и резьбовые. Особенностью конструкции планера данного самолета является наличие перкалевой обшивки на рулях и элеронах.

#### 2.1.2. Силовая схема и устройство фюзеляжа

С точки зрения силовой схемы он представляет собой балочно-стрингерную конструкцию, работающую на изгиб, кручение и срез. В силовую схему фюзеляжа входят поперечный и продольный силовые наборы, а также обшивка.

Поперечный набор включает в себя 27 шпангоутов. Часть шпангоутов являются силовыми. Они установлены в местах крепления к фюзеляжу основных частей самолета, агрегатов и узлов, т.е. в местах приложения сосредоточенных нагрузок.

Силовые шпангоуты: №4, 5, 12, 14, 23, 24, 25, 26.

Усиленные шпангоуты: №8, 18.

Шп. №4 - воспринимает нагрузку от цилиндра-подъемника передней опоры шасси.

Шп. №5 - несет на себе узлы навески амортистойки передней опоры.

Шп. №12, №14 - воспринимают сверху нагрузку от крыла, а нижние части шпангоутов, выполненные в виде балок, воспринимают нагрузку от основных опор.

Балка шп. №14 имеет два гнезда для установки домкратов. Третья опора для домкрата расположена в нижней части шп. №8.

Шп. №23, 24, 25, 26 образуют хвостовую жесткость, которая воспринимает нагрузку от оперения.

Шп. №25 и №26 имеют узлы для крепления киля и стабилизатора.

Шп. №8, №18 служат в качестве соединительных элементов средней части фюзеляжа с передней и хвостовой.

Продольный набор включает в себя 32 стрингера, три ряда продольных балок, окантовки проемов окон, дверей и люков. Продольные балки образуют с сегментами нижних частей шпангоутов пространственную решетку клепаной конструкции. К решетке крепится силовой пол грузовой кабины.

Поперечный и продольный наборы закрыты гладкой работающей обшивкой, которая образует внешнюю оболочку фюзеляжа и служит для восприятия распределенной аэродинамической нагрузки, крутящих моментов, а совместно со стрингерами и изгибающих моментов.

Исходя из конструктивных и технологических требований, фюзеляж двумя технологическими разъемами разделен на три части: переднюю, среднюю и хвостовую. Частями фюзеляжа являются и две гондолы основных опор шасси.

Передняя часть занимает участок фюзеляжа между шп. №1...№8 и состоит из шпангоутов, системы клепаных решеток, находящихся между шпангоутами и стрингерами. В каркас входит также рама фонаря кабины экипажа, расположенная между шп. №4... №7. Между шп. №4...№7 расположена кабина экипажа. В кабине экипажа находятся рабочие места левого и правого летчиков.

В передней части фюзеляжа расположены следующие отсеки:

- передний багажник (в верхней части шп. №2...№4);
- ниша для уборки передней опоры шасси (в нижней части между шп. №2... №5);
- отсек аккумуляторных батарей (левая сторона, между шп. №1...№2);
- отсеки электрооборудования и радиооборудования (левая сторона между шп. №2...№4, правая сторона между шп. №1...№4);

В передней части фюзеляжа размещены:

- два воздухозаборника индивидуальной вентиляции летчиков (вверху перед лобовыми стеклами летчиков);
- вращающийся указатель обледенения (на правой стороне переднего обтекателя);
- статический указатель обледенения, (на левой стороне между шп. №7... №8);
- лампа подсветки статического указателя обледенения (на левой стороне рядом со статическим указателем обледенения);



- воздухозаборник системы кондиционирования воздуха (с левой стороны внизу, между шп. №1... №2);
- приемники статического давления (по левому и правому бортам между шп. №1... №2);
- приемники полного давления (по левому и правому бортам между шп. №4... №5);

На шп. №1 шарнирно закреплен передний обтекатель, изготовленный из слоистого пластика. В нижней части обтекателя установлены фары. Место установки фар закрыто оргстеклом.

Между шп. №5...№8 по правому борту имеется дверь аварийного выхода, которая в грузовом варианте самолета может быть использована как входная. Дверь открывается наружу назад, чем предотвращается попадание людей под воздушный винт при выходе из кабины.

Стенка шп. №7 является перегородкой между кабиной экипажа и грузовой кабиной. С левой и правой сторон в перегородке выполнены двери для входа летчиков в кабину экипажа. В средней части перегородки расположен вертикальный силовой короб, в котором проходят тяги и тросовая проводка систем управления самолетом и двигателями.

Средняя часть занимает участок фюзеляжа между шп. №8...№18. Каркас средней части фюзеляжа состоит из шп. №8...№18, стрингеров и системы клепаных решеток, включающих в себя три ряда продольных балок нижние части шпангоутов, соединенных между собой заклепками.

Шпангоуты №12, №14 образованы путем соединения между собой четырех фрезерованных сегментов. Нижние сегменты этих шпангоутов выходят с обеих сторон за контур фюзеляжа и выполняют функции лонжеронов. Лонжероны имеют на концах отверстия, в которых устанавливаются цапфы трубчатых балок основных опор шасси. На концах верхних сегментов с помощью болтов закреплены стальные фитинги, используемые для соединения фюзеляжа с крылом.

Шпангоуты №8, №18 служат в качестве соединительных элементов средней части фюзеляжа с передней и хвостовой частями.

В средней части фюзеляжа размещена грузовая кабина. Между шпангоутами №15... №18 с левой стороны фюзеляжа расположена главная дверь.

По правому борту средней части фюзеляжа имеется девять окон, по левому борту – семь окон, причем одно из них расположе-

но в задней створке двери. На шпангоутах №8, №14 выполнены гнезда для установки подъемников. По бортам средней части в плоскости вращения воздушных винтов на наружной поверхности обшивки прикреплены ледозащитные ленты (шп. №8). В верхней части фюзеляжа с левой и правой сторон размещены воздухозаборники индивидуальной вентиляции перевозимого личного состава. Под фюзеляжем в районе шпангоута №17 установлен нижний проблесковый маяк.

Хвостовая часть занимает участок фюзеляжа между шпангоутами №18... №27.

Каркас хвостовой части состоит из шпангоутов и стрингеров. Стенкой шпангоута №21 заканчивается грузовая кабина. В стенке имеется проем для размещения туалета. После снятия туалета проем становится люком в хвостовую часть фюзеляжа. Между шп. №19... №21 справа размещаются задний багажник, туалет, а слева вешалка. Между шп. №21... №27 размещен технический отсек, агрегаты РНО оборудования и проводка управления хвостовым оперением.

По осям шпангоутов №25 и №26 установлены фрезерованные пилоны, на которых выполнены узлы крепления горизонтального и вертикального оперения. Перед передним пилоном установлен форкиль.

К шпангоуту №27 крепится хвостовой обтекатель, выполненный из слоистого пластика. В обтекателе установлен хвостовой АНО и электростатический разрядник.

Под хвостовой частью фюзеляжа между шп. №23...№27 установлен подфюзеляжный гребень, на котором расположена предохранительная пята, и имеется гнездо для установки хвостового подъемника.

### **2.1.3. Силовая схема, устройство крыла и гондол двигателей**

Крыло самолета предназначено для создания подъемной силы, обеспечения поперечной устойчивости, управляемости и балансировки самолета, а также для размещения топлива, крепления двигателей и подвесных баков.

Крыло цельнометаллическое, двухлонжеронное, вдоль размаха неразъемное.

Основными силовыми элементами крыла являются лонжероны и стрингеры, составляющие продольный силовой набор и нервюры,



составляющие поперечный силовой набор, а также панели и обшивка.

Лонжероны представляют собой наиболее прочные элементы продольного силового набора крыла. Сечение переднего лонжерона имеет двутавровую форму. Задний лонжерон швеллерного сечения. Каждый лонжерон состоит из стенки и двух поясов. Стенки воспринимают поперечные силы и участвуют в восприятии крутящего момента, замыкая контур, образованный верхними и нижними панелями и стенками лонжеронов. Пояса воспринимают большую часть изгибающего момента. Стенка и пояса лонжеронов соединены между собой заклепками.

Стрингеры подкрепляют обшивку, позволяя ей воспринимать большую распределенную воздушную нагрузку при сравнительно малой толщине. Кроме этого, стрингеры воспринимают и часть изгибающего момента.

Нервюры обеспечивают сохранение заданной формы профиля крыла, передают местные воздушные нагрузки с обшивки и панелей на лонжероны.

Крыло имеет **63** нервюры, которые расположены симметрично по обе стороны его (от **0-й** до **31-й**). Отсчет нервюр ведется от нулевой, расположенной в плоскости симметрии крыла. Нервюры **№ 0, 1, 3, 8, 10, 14, 15** и **20** усиленные. На нервюры **№1, 3, 8, 10, 14, 15, 20** опираются стенки топливных баков. На нервюрах **№8, №10** установлены узлы крепления двигателей. В плоскостях нервюр **№3** крыло крепится к фюзеляжу. Нервюра **№0** – центральная.

Обшивка придает крылу обтекаемую форму, непосредственно воспринимает воздушную нагрузку и передает ее на стрингеры и нервюры.

В поперечном отношении крыло разделено на три части:

- переднюю;
- среднюю;
- заднюю.

Передняя часть крыла коробчатого сечения, представляет собой обшивку, подкрепленную стрингерами и приклепанную к полкам переднего лонжерона. В обшивке передней части крыла между гондолами двигателей и фюзеляжем выполнены отверстия, предназначенные для вентиляции кабины экипажа и гондол двигателей. В передней части крыла помещены тяги управления элеронами и закрылками, тросы управления двигателями, трубопроводы гидравлической системы, системы кондиционирования воздуха и проти-

вооблденительной системы крыла, электропроводка. Подход во внутреннюю полость передней части крыла осуществляется через лючки, расположенные вдоль крыла. Лючки закрываются откидными крышками. На передней кромке крыла закреплен каучуковый протектор противооблденительной системы (нервюры №10...№31).

Средняя часть крыла образована передним и задним лонжеронами, верхними и нижними панелями. В пространстве средней части между нервюрами №1...№3, №3...№8, №10...№14 и №15...№20 размещены отсеки для установки мягких топливных баков. Верхние панели средней части съемные для монтажа и демонстрации баков. На каждом полукрыле сверху имеются по два лючка для доступа к заправочным горловинам топливных баков.

Задняя часть крыла расположена за задним лонжероном. Она выполняет только аэродинамическую функцию и не является несущей. В задней части проложена проводка управления интерцепторами.

Крыло крепится к фюзеляжу при помощи четырех узлов навески, установленных по два на переднем и заднем лонжероне в плоскостях нервюр №3.

Узлы крепления моторам двигателей установлены на нервюрах №8 и №10 (два – в передней части нервюр, два – в районе переднего лонжерона).

Узлы крепления подвесных топливных баков установлены на концах переднего и заднего лонжеронов.

Крыло оснащено двухщелевыми закрылками. К нервюрам №10...№31 крепятся АНО.

Закрылки двухщелевые, двухсекционные. Закрылки размещены между нервюрами №4 и №10. Секции закрылков, расположенные ближе к фюзеляжу, называются внутренними, а секции, расположенные дальше от фюзеляжа – внешними. Каждая секция закрылков состоит из основной части (собственно закрылка) и дефлектора. Основная часть каждой секции закрылка состоит из основного и вспомогательного лонжеронов, нервюр и обшивки. С помощью узлов навески основная часть каждой секции закрылков шарнирно соединена с рычагами, жестко укрепленными на секциях дефлекторов. Дефлектор каждой секции закрылков состоит из лонжерона, нервюр, обшивки и, с помощью рычагов, шарнирно соединен с кронштейнами нервюр №10, №17, №18. Он связан с проводкой управления закрылками.

Элероны предназначены для обеспечения поперечной управляемости самолета. Они установлены на крыле между нервюрами **№20, №31**. Элерон имеет **100%** весовую балансировку и **30%** осевую аэродинамическую компенсацию. Элерон состоит из лонжерона, нервюр и обшивки. Обшивка в передней части элерона (до лонжерона) выполнена из дюралюминиевого листа, а в хвостовой – из перкаля (ткань, пропитанная клеем). Элерон крепится к крылу при помощи четырех узлов навески. Узлы навески закреплены на нервюрах **№21, №24, №27, №31**.

На левом элероне установлен триммер. Он состоит из лонжерона, двух корневых нервюр и дюралюминиевой обшивки, усиленной рифлением. Триммер через рычаг соединяется с тягой электромеханизма управления триммером. Узлы навески триммера прикреплены к концам лонжерона и входят в гнезда в нервюрах элерона.

Интерцепторы предназначены для уменьшения подъемной силы на крыле и увеличения лобового сопротивления самолета при пробеге. Кроме того, при применении интерцепторов при пробеге увеличивается сцепление основных колес шасси с поверхностью ВПП, что улучшает эффективность применения тормозов колес. Интерцепторы расположены на верхней поверхности хвостовой части крыла между нервюрами **№11** и **№20**, отклоняются только вверх.

Интерцептор состоит из восемнадцати нервюр и обшивки. Крепление его к крылу осуществляется при помощи петель и шомпола. Между нервюрами **№12** и **№18** имеются упоры, с помощью которых осуществляется регулировка плотности прилегания интерцептора к поверхности крыла. Для управления интерцептором на нем установлен рычаг, шарнирно связанный с проводкой управления.

Щитки автоматического управления креном (АУК) предназначены для парирования кренящего момента, возникающего при отказе одного из двигателей. Щитки АУК расположены на верхней поверхности в хвостовой части крыла между нервюрами **28** и **31**. Щитки АУК отклоняются только вверх. Щиток АУК состоит из лонжерона, элементов жесткости, обшивки. Он крепится с помощью двух узлов навески к нервюрам **№28** и **№31**. Узел навески является одновременно рычагом, с помощью которого происходит отклонение щитка.

Гондолы двигателей предназначены для создания аэродинамической формы обтекания двигателей. Гондолы обоих двигателей

выполнены аналогично. Силовыми элементами гондолы двигателя являются девять шпангоутов и продольные элементы жесткости.

Гондола двигателя включает в себя:

- нижний капот;
- переднюю верхнюю крышку;
- верхний капот;
- боковые капоты;
- нижнюю крышку;
- задний обтекатель.

Нижний капот подвешен на петле навески несъемной части гондолы двигателя и крепится при помощи замков к верхней передней крышке и верхнему капоту. Нижняя крышка при помощи замков крепится к несъемной части гондолы двигателя. Верхняя передняя крышка и верхний капот крепятся винтами к противопожарным перегородкам. В нижнем капоте выполнен воздушный канал для подвода воздуха к компрессору и к маслорадиатору. В воздушном канале шарнирно закреплены управляемые противообледенительные створки. На боковых сторонах нижнего капота установлены жалюзи для проветривания подкапотного пространства и створки для регулирования температуры масла в системе смазки двигателя. На левой стороне нижнего капота имеется отверстие для забора атмосферного воздуха на охлаждение генераторов. С наружной стороны каждой гондолы имеются лючки для тушения пожара огнетушителем (на земле). Лючки закрываются специальными крышками, которые легко разрушаются огнетушителем в случае тушения пожара.

#### **2.1.4. Силовая схема и устройство хвостового оперения**

Хвостовое оперение предназначено для обеспечения продольной и путевой устойчивости, управляемости и балансировки самолета. Оно состоит из горизонтального и вертикального оперения.

Горизонтальное оперение состоит из стабилизатора и руля высоты с триммером.

Стабилизатор представляет собой двухлонжеронную конструкцию (неразъемный). Он состоит из переднего лонжерона, заднего лонжерона, нервюр и обшивки. Нервюры стенками лонжеронов делятся на три части. Концевые нервюры сплошные, к ним крепятся законцовки стабилизатора. На носках консолей стабилизатора установлен резиновый протектор противообледенительной системы. Стабилизатор крепится к пилонам, выступающим над фюзеля-

жем по осям шпангоутов №25, №26. Крепление осуществляется при помощи болтового соединения.

Руль высоты состоит из двух половин, соединенных между собой с помощью элементов системы управления рулем. Передняя часть обшивки руля высоты выполнена из дюралюминиевого листа, а остальная часть из перкаля. На каждой половине руля высоты установлен триммер руля высоты. Он выполнен из металлического листа и имеет в сечении треугольную форму. Триммер крепится к рулю высоты при помощи шомпольного соединения.

Вертикальное оперение состоит из киля и руля направления с триммером. Киль состоит из переднего лонжерона, заднего лонжерона, нервюр, стрингеров и обшивки. На верхней нервюре киля крепится болтами обтекатель из пластика, защищающий антенны УКВ (связной) радиостанции. Кроме того, к этой нервюре крепится узел навески руля направления. На нижней силовой нервюре укреплены передние и задние узлы крепления киля. Киль крепится к пилонам, выступающим над фюзеляжем по осям шпангоутов №25, №26.

Руль направления однолонжеронной конструкции. Он имеет **100%** весовую балансировку и осевую аэродинамическую компенсацию. Руль направления состоит из основного лонжерона, вспомогательного лонжерона, нервюр и обшивки. К основному лонжерону приклепаны два узла навески руля направления, балансировочный груз. Аэродинамический вспомогательный компенсатор несколько выступает вперед относительно передней кромки руля направления. Вспомогательный лонжерон расположен в районе крепления триммера руля направления. Обшивка верхней и передней части руля направления (до основного лонжерона) выполнена из дюралюминиевого листа, а остальная часть из перкаля.

Триммер руля направления состоит из нервюр и дюралюминиевой обшивки и крепится к рулю направления с помощью петель. На боковой поверхности укреплен рычаг, который шарнирно связан с проводкой управления триммером руля направления.



## **2.2. Кабины самолета и их оборудование**

### **2.2.1. Устройство кабин самолета**

В фюзеляже самолета размещены две кабины: кабина экипажа и грузовая кабина. Обе кабины негерметичные, вентиляционного типа.

Кабина экипажа представляет собой отсек, расположенный в носовой части фюзеляжа между шпангоутами **№4...№7**. Кабина экипажа предназначена для размещения членов экипажа, приборов, агрегатов и устройств, обеспечивающих управление самолетом и двигателями, а также постоянный контроль за процессом выполнения полета, за работой двигателей, систем самолета и оборудования. Кабина экипажа отделена от грузовой кабины перегородкой. В кабине экипажа установлены кресла летчиков, столик штурмана, футляр для запасных предохранителей и переносной светильник. По правому борту между шпангоутами **№5...№8** имеется дверь аварийного выхода. Для предохранения лобовых стекол фонаря кабины от обледенения, они имеют электрообогрев. Для предохранения остекления от запотевания, предусмотрен обдув стекол воздухом. Для очистки лобовых стекол от снега, влаги с внешней стороны кабины установлены стеклоочистители. Для обеспечения хорошего обзора летчикам пол кабины экипажа выполнен выше, чем в грузовой кабине.

С целью облегчения использования оборудования кабины на приборных досках, пультах, отдельных панелях нанесены поясняющие надписи, на некоторых приборах шкалы обозначены цветными секторами, характеризующими различные режимы работы двигателей или систем. Предусмотрено освещение приборных досок и пультов, причем, степень освещенности можно регулировать.

Грузовая кабина расположена в средней части фюзеляжа между шпангоутами **№7...№21**. По левому и правому бортам грузовой кабины установлены откидные сиденья для перевозки личного состава. По левому борту между шпангоутами **№15...№18** имеется дверь, которая используется для посадки - высадки личного состава, а также для погрузки грузов. По левому борту имеются семь окон, по правому борту – девять.

### 2.2.2. Бытовое оборудование кабины экипажа

Бытовое оборудование кабины экипажа предназначено для создания необходимых условий экипажу во время полета и на земле, а также для создания интерьера кабины.

В состав оборудования кабины экипажа входят:

- кресла членов экипажа;
- столик штурмана;
- футляр для летной документации;
- светозащитные шторы;
- облицовочные панели;
- напольные ковры.

Кресла членов экипажа предназначены для обеспечения удобного положения сидящему, необходимого для работы и отдыха в условиях полета, а также для обеспечения безопасности в случае аварийной посадки на грунт или водную поверхность. Кресла обоих летчиков по конструкции идентичны. Каждое кресло состоит из металлического каркаса и пенистого наполнителя, обтянутых тканью. Каркас состоит из заднего и переднего подкосов. Подкосы шарнирно прикреплены к полу при помощи кронштейнов. С целью обеспечения регулировки кресла по росту летчика оно оборудовано механизмом подгонки. Механизм размещен между передним и задним подкосами и соединяет верхнюю часть переднего подкоса с полом. Механизм винтового типа, управляется маховиком. Он обеспечивает перемещение кресла вверх - вниз на **60 мм**. Вперед - назад на **130 мм** перемещение кресел обеспечивается стопорным рычагом через тросовую проводку. Проводка связана со стопорными пальцами, входящими в гнезда на рельсах. Рычаг установлен с левой стороны под чашкой кресла. Кресла оборудуются привязными ремнями, которые удерживают членов экипажа при аварийной посадке, а также при внезапно действующих перегрузках и во время взлета - посадки самолета. Они включают два плечевых и поясной ремни, запирающиеся одним замком.

Столик штурмана предназначен для работы с летной документацией, откидной конструкции, установлен на правой стороне кабины.

Футляр для летной документации предназначен для размещения документации необходимой в полете, установлен в средней части шп. №7, между кресел летчиков.

Светозащитные шторы предназначены для тренировок летного состава в пилотировании самолета по приборам. Также они могут

использоваться для защиты рабочих мест летчиков от прямых солнечных лучей. Шторки закрывают лобовое стекло и боковое треугольное стекло фонаря кабины. Шторки барабанного типа, тканевые. В закрытом положении шторки фиксируются при помощи крючков и петель, в исходное положение шторки возвращаются под действием расположенных в барабанах пружин.

Облицовочные панели в кабинах закрывают конструктивные элементы каркаса фюзеляжа, монтажи электро- и трубопроводов, придают кабине эстетический вид, изготовлены из стеклопластика и синтетических тканых материалов.

Коврики уложены на свободных от оборудования участках пола кабины, являются элементами звукоизоляции и придают кабине эстетический вид. Все коврики выполняются легкоъемными, изготовлены из синтетического материала типа ЕКОР.

### **2.2.3. Бытовое оборудование грузовой кабины**

Бытовое оборудование грузовой кабины предназначено для создания необходимых условий пассажирам во время полета, а также для создания интерьера кабины.

В состав оборудования входят:

- пассажирские кресла;
- гардероб;
- задний багажник;
- туалет;
- облицовочные панели;
- напольные ковры.

Пассажирские кресла выполнены в виде одноместных и двухместных блоков. Одноместные блоки установлены по левому борту, двухместные – по правому. Кресла закреплены к полу и к бортам фюзеляжа. Кресла имеют мягкую обивку и декоративные чехлы. Грузовой вариант самолета оборудуется жесткими откидными сидениями, расположенными вдоль бортов фюзеляжа.

Гардероб расположен между шп. №18...№21 и оборудован полкой для головных уборов. На полке укреплены крючки для верхней одежды.

Задний багажник расположен между шп. №18...№19, справа. В багажнике установлен стеллаж с верхним и нижним отсеками. Оба отсека закрываются легкоъемными крышками.



Туалет расположен между шп. №19...№21. В туалетном помещении находятся унитаз, умывальник, ящик для бумажных салфеток, ящик для туалетной бумаги.

Унитаз выносного типа и состоит из:

- кожуха;
- сидения с крышкой;
- ведра с собирательным полиэтиленовым мешком.

Доска для сидения крепится к унитазу с помощью двух защелок. В доске для сидения имеется отверстие для проветривания внутреннего пространства туалета. Проветривание осуществляется с помощью специального трубопровода, который проходит под полом грузовой кабины и заканчивается в правой гондоле шасси.

Назначение и конструкция облицовочных панелей и напольных ковров аналогична тем же элементам кабины экипажа.

#### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

На десантном варианте самолета вешалка не устанавливается, а туалет находится с левой стороны фюзеляжа (шп. №19...21).

### **2.3. Устройство дверей**

*Дверь аварийного* выхода предназначена для аварийного покидания самолета на земле. Эта же дверь в грузовом варианте может быть использована как входная. Расположена между шп. №5...№8 по правому борту фюзеляжа, размер 1,05 x 0,66 м.

Дверь состоит из силового каркаса, представляющего собой сварную конструкцию из дюралюминиевых профилей и обшивки. По периметру дверь имеет резиновый трубчатый профиль герметизации. С внутренней стороны дверь имеет декоративную панель. Она крепится шарнирно к шп. №7 на двух цилиндрических узлах навески.

Дверь аварийного выхода открывается наружу назад, чем предотвращается попадание людей под воздушный винт при выходе из кабины. Открытие и закрытие двери осуществляется с помощью трех ручек, одна из которых размещена с наружной стороны, а две другие с внутренней. Все они заблокированы между собой системой тяг, рычагов и качалок. Дверь фиксируется при помощи двух штырей, управляемых этими тремя ручками. Замка дверь не имеет; но может быть застопорена защелкой.

*Главная дверь* предназначена для входа в самолет экипажа, пассажиров и для погрузки грузов. Расположена слева средней части фюзеляжа между шп. №15...№18. Дверь выполняется в двух

вариантах – для пассажирского и транспортного варианта самолета. Дверь пассажирского варианта самолета состоит из двух самостоятельных частей:

- грузовой створки (размер **1,3 x 0,5 м**);
- пассажирской створки (размер **1,3 x 0,75 м**).

Пассажирская створка предназначена для посадки и высадки членов экипажа, пассажиров и погрузки малогабаритных грузов. При погрузке крупногабаритных грузов можно дополнительно открывать грузовую створку.

Конструкция каждой створки состоит из силового каркаса, представляющего собой сварную конструкцию из дюралюминиевых профилей и обшивки. По периметру створки имеют резиновые трубчатые профили герметизации. С внутренней стороны створки имеют декоративные панели. Обе створки подвешены шарнирно к верхней окантовке проема двери.

В закрытом положении грузовая створка фиксируется защелкой в нижней ее части и замком, который представляет собой штырь в передней части створки, входящий в гнездо окантовки проема двери. Замок автоматически открывается при открытии пассажирской створки

Пассажирская створка в закрытом положении фиксируется замком с двумя штырями: передний штырь входит в гнездо грузовой створки, а задний – в гнездо окантовки проема двери. Замок управляется двумя ручками с наружной и одной с внутренней стороны створки, соединенных между собой при помощи тяг, рычагов и качалок. Замок с наружной стороны створки может закрываться на ключ и имеет фиксирующую кнопку.

Дверь пассажирского варианта самолета открывается наружу вверх при помощи рычажного подкоса. От произвольного закрытия дверь фиксируется валиком на рычаге, который при открытии двери входит в направляющую в окантовке дверного проема.

*Открытие грузовой створки выполняется в следующей последовательности:*

- открывается пассажирская створка;
- открывается защелка грузовой створки в нижней ее части;
- приоткрывается грузовая створка;
- штырь замка пассажирской створки вводится во втулку грузовой створки, тем самым створки фиксируются относительно друг друга;
- рычагом открываются обе створки и фиксируются в открытом положении.

Под задним запирающим штырем пассажирской створки установлен концевой выключатель сигнализации ее положения. Отпирание и фиксация двери в закрытом положении осуществляется с помощью ручки как снаружи, так и изнутри самолета.

Дверь транспортного варианта самолета состоит из одной створки, открывающейся внутрь фюзеляжа. Размер проема двери – **1,3 x 1,25 м.** Она установлена на роликах в специальных направляющих, по которым после ее открытия откатывается в заднюю часть грузовой кабины.

Конструкция двери представляет собой силовой каркас, закрытый наружной и внутренней обшивкой. Дверь оборудована иллюминатором, с внутренней стороны имеет декоративную панель.

В открытом положении дверь фиксируется стопором, а в закрытом – замком. Замок по конструкции аналогичен замку пассажирской створки двери пассажирского варианта. Под передним запирающим штырем двери установлен концевой выключатель сигнализации ее положения. Открыть замок можно с помощью рукояток как изнутри, так и с наружной стороны фюзеляжа. Замок с наружной стороны двери может закрываться на ключ и имеет фиксирующую кнопку.

## **2.4. Устройство и работа системы управления стеклоочистителями**

Система управления стеклоочистителями предназначена для удаления с лобовых стекол фонаря кабины экипажа капель воды, снега, льда с целью улучшения обзора летчику. Стеклоочистители используются, в основном, на взлете, посадке, а также на рулении.

Система гидромеханического типа, т.е. источником энергии для нее служит гидравлическая система самолета. Особенность конструкции привода стеклоочистителей заключается в том, что применен только один гидропривод. Щетки стеклоочистителя приводятся в действие при помощи системы тяг и качалок.

Система управления стеклоочистителями включает в себя:

- гидропривод стеклоочистителя ГА-211;
- дроссельный кран ГА-171;
- две щетки;
- тяги, качалки.

Гидропривод стеклоочистителя ГА-211 предназначен для привода щеток. Он размещен на шп. №4 под лобовыми стеклами фонаря кабины экипажа.

Дроссельный кран ГА-171 предназначен для регулирования расхода рабочей жидкости, поступающей к гидроприводу стеклоочистителя. Он установлен на пульте левого летчика. Щетки, предназначены для удаления капель воды со стекол.

*Работа системы.* При открытии дроссельного крана рабочая жидкость, поступающая под высоким давлением из гидросистемы, приводит в действие гидропривод, который, в свою очередь, через тяги и качалки приводит в действие щетки стеклоочистителя. Скорость перемещения щеток регулируется величиной проходного сечения дроссельного крана. Контроль за работой системы осуществляется визуально.

Для выключения системы необходимо закрыть дроссельный кран.

## **2.5. Эксплуатация планера и оборудования кабин**

Эксплуатация планера заключается в проведении тщательного предполетного осмотра и предупреждения механических повреждений элементов планера в процессе эксплуатации.

Следует соблюдать особую осторожность при загрузке самолета, при его зачехлении и расчехлении, а также при работах по техническому обслуживанию самолета.

### **2.5.1. Предполетный осмотр планера**

Предполетный осмотр планера проводится по маршруту, приведенному в Руководстве по летной эксплуатации самолета Л-410УВП-Э.

При осмотре необходимо убедиться в том, что:

- обшивка фюзеляжа, крыла, оперения, рулей и элеронов чистая, не имеет повреждений и нарушения лакокрасочного покрытия. Дренажные отверстия в обшивке чистые. Особое внимание следует обратить на перкалевую обшивку рулей и элеронов, как наиболее уязвимую;
- узлы навески рулей и элеронов чистые и не имеют повреждений;
- все смотровые лючки закрыты;
- входная и аварийная дверь плотно прилегают к фюзеляжу, а замки их исправны;
- стекла фонаря кабины экипажа и грузовой кабины чистые и не имеют повреждений.

## **2.5.2. Возможные неисправности планера**

### **1. Повреждения лакокрасочного покрытия.**

Такого рода неисправности ведут к появлению очагов коррозии на поверхности обшивки. Для предупреждения повреждения лакокрасочного покрытия необходимо:

- работать на поверхностях крыла и стабилизатора только в мягкой обуви, не царапающей обшивку самолета;
- не класть на обшивку инструмент, приспособления, аппаратуру, а также пропитанные маслом тряпки и ветошь;
- при заправке самолета топливом необходимо подкладывать под шланг топливозаправщика предохранительный коврик;
- при обледенении самолета лед удалять струей горячего воздуха, удалять лед скребками, простукиванием и другими механическими воздействиями не допускается;
- не допускать примерзания или прилипания мокрых чехлов к обшивке самолета;
- после полета необходимо в первую очередь осматривать места планера, обдуваемые горячими газами двигателей, места слива топлива, масла и дренажные точки.

### **2. Механические повреждения обшивки самолета.**

Ведут к появлению концентраторов напряжения и уменьшают несущую способность обшивки. Наиболее опасный случай повреждения обшивки самолета – это столкновение с птицами в воздухе.

### **3. Повреждения органических стекол.**

Ухудшают обзор летчикам. К ним относятся поверхностные царапины, мелкие поверхностные трещины «серебро», сколы и забоины на поверхности стекла. Для исключения повреждений при уходе за деталями остекления необходимо руководствоваться следующими правилами:

- при стоянке самолета, стекла фонаря кабины экипажа для предохранения их от воздействия солнечных лучей, дождя, пыли и механических повреждений должны быть всегда закрыты мягкими чехлами;
- при попадании на стекла грязи и пыли необходимо протереть их чистой мягкой тканью, смоченной в воде;
- жировые пятна разрешается удалять с использованием неэтилированного бензина.

### **4. Ослабление заклепочных и болтовых соединений.**



Ведет к повреждению соединяемых деталей или повреждению самих болтов и заклепок. Первым признаком ослабления болтов является появление металлической пыли вокруг головки болта.

5. Повреждение резиновых профилей герметизации дверей и люков.

6. Повреждение элементов планера, вызванные превышением эксплуатационных ограничений самолета.

К ним относятся повреждения, вызванные действием на обшивку разряжения или давления из-за превышения в полете допустимой величины скоростного напора и повреждения, возникающие при грубой посадке с превышением эксплуатационной перегрузки.

Это такие повреждения как «хлопуны» обшивки, гофры на стенках лонжеронов и силовых нервюр, на обшивке крыла и фюзеляжа вследствие потери их устойчивости от сдвига, повреждение элементов крепления шасси к фюзеляжу и двигателей к крылу.

### **2.5.3. Эксплуатация систем управления дверями и стеклоочистителями**

Эксплуатация систем управления дверями заключается в проверке надежности работы систем перед полетом и проверке работоспособности системы сигнализации открытого состояния главной двери.

Для проверки надежности работы систем управления аварийного выхода и главной двери достаточно проверить легкость их открытия снаружи и изнутри самолета всеми ручками управления.

Особенность эксплуатации системы управления дверью аварийного выхода заключается в том, что перед полетом откидная защелка двери должна быть открыта, что дает возможность экипажу и пассажирам быстро покинуть самолет в аварийной ситуации.

Проверка системы сигнализации открытого состояния главной двери выполняется следующим способом:

- включить АЗСы **АККУМУЛЯТОР I, II, ТАБЛО СИГН. ПЛАНЕР** на верхнем щитке.
- открыть входную дверь;
- убедиться в загорании красного табло **ДВЕРЬ** в секции **ПЛАНЕР**;

- закрыть входную дверь;
- убедиться в погасании красного табло **ДВЕРЬ** в секции **ПЛАНЕР**;
- выключить **АЗСы ТАБЛО СИГН. ПЛАНЕР, АККУМУЛЯТОР I,II** на верхнем щитке.

Проверка работы системы управления стеклоочистителями выполняется следующим образом:

1. Включить **АЗС: АККУМУЛ. I,II, ТАБЛО СИГН. ПЛАНЕР.**
2. Проверить давление по указателю **МАГИСТР. ГА. ТОРМ..**
3. Открыть дроссельный кран на левом пульте и произвести 2...3 двойных хода щеток.
4. Закрыть дроссельный кран. Движение щеток должно прекратиться.
5. Выключить включенные **АЗС.**

#### **2.5.4. Эксплуатация бытового оборудования кабин**

При эксплуатации бытового оборудования необходимо руководствоваться следующими правилами:

- перед каждым вылетом необходимо осматривать кресла летчиков и пассажиров, особое внимание уделяя при этом состоянию привязных ремней и работоспособности системы регулировки кресел летчиков;
- при выполнении работ внутри самолета необходимо соблюдать меры предосторожности, исключая повреждение декоративных панелей, особую осторожность необходимо соблюдать при погрузке - выгрузке грузов;
- запрещается оставлять в самолете посторонние предметы, а также грязную ветошь;
- следить, чтобы замки на панелях потолка были закрыты;
- заполнение емкостей водой, унитаза химической жидкостью, опорожнение унитаза необходимо производить вне самолета.

Для опорожнения и заполнения унитаза необходимо:

- \* отвернуть две барашковые гайки и снять унитаз с подставки;
- \* вынести его из самолета и опорожнить; промыть унитаз водой и заполнить его химической жидкостью;
- \* внести унитаз в самолет и поставить его на место.

## ГЛАВА 3. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

### 3.1. Общая характеристика и основные данные гидросистемы

Энергетические (силовые) системы предназначены для создания энергии, ее хранения на самолете, а также преобразования энергии в механическую работу самолетных устройств, механизмов и агрегатов.

На самолете в качестве энергетических систем используются электрическая и гидравлическая системы. Источники электрической энергии и основная часть ее потребителей рассматриваются на кафедре АРЭО. В данной теме будут рассмотрены сети источников давления гидравлической системы и перечислены ее потребители.

Гидравлическая система самолета состоит из основной и аварийной систем. Каждая из этих систем по характеру выполняемых функций делится на сеть источников давления и сеть потребителей.

Источниками давления в основной гидросистеме являются два гидронасоса переменной производительности с приводом от двигателей и два гидроаккумулятора.

Потребителями основной гидросистемы являются следующие системы:

- выпуска и уборки шасси;
- торможения колес основных стоек шасси;
- выпуска и уборки закрылков;
- выпуска и уборки интерцепторов;
- выпуска и уборки щитков автоматического управления креном (АУК);
- привода стеклоочистителей;
- управления разворотом колеса передней опоры.

Источником давления в аварийной гидросистеме служит ручной насос, установленный на полу в кабине экипажа, справа от рабочего места помощника командира экипажа.

Потребителями аварийной гидросистемы являются следующие системы:

- аварийного выпуска шасси;
- аварийного выпуска закрылков;
- аварийного и стояночного торможения колес.



### 3.1.1. Основные данные гидросистемы

Рабочая жидкость.....	АМГ-10
Рабочее давление в основной гидросистеме.....	150 кгс/см <sup>2</sup>
Максимальное давление в основной гидросистеме.....	165 кгс/см <sup>2</sup>
Максимальное давление в аварийной гидросистеме.....	100 кгс/см <sup>2</sup>
Максимальная температура масла .....	85 <sup>+5°</sup> С
Давление наддува гидробака .....	1 <sup>+0,2</sup> кгс/см <sup>2</sup>
Уровень масла в гидробаке:	
- максимальный (при неработающей гидросистеме) – верхняя метка смотрового окна бака	
- минимальный (при работающей гидросистеме) – нижняя метка смотрового окна бака	
Емкость гидробака основной гидросистемы.....	10 л
Емкость гидробака аварийной гидросистемы.....	3,2 л
Давление зарядки гидроаккумуляторов азотом.....	50 кгс/см <sup>2</sup>

### 3.2. Сеть источников давления (СИД) гидросистемы: устройство, органы управления, индикации, сигнализации, работа

#### 3.2.1. Основная гидросистема

В основной сети источников давления установлены следующие агрегаты (рис.3.1):

- гидробак с системой наддува;
- два гидронасоса переменной производительности;
- четыре гидравлических фильтра;
- два гидроаккумулятора;
- предохранительный клапан;
- два клапана разъема;
- клапаны нагнетания и всасывания (бортовые);
- обратные клапаны;
- клапан слива;
- два датчика температуры;
- два датчика давления.

**Гидробак** предназначен для хранения запаса АМГ-10, питания ею гидронасосов и приема возвращающейся жидкости от потребителей. Он установлен в крыле, в месте крепления гондолы левого двигателя. За счет разделения бака на два отсека (всасывания и слива) улучшается работа насосов, т.к. вспененное масло, поступа-

ющее по линии слива, не будет поступать на вход гидронасосов. Между днищем бака и перегородкой внизу имеется зазор.

Масло из гидробака можно слить через клапан слива. Заправка гидробака закрытая, заполнение бака обеспечивается через бортовой клапан всасывания, к которому подсоединяется наземная гидроустановка. Контроль за уровнем масла в баке осуществляется через смотровое окно по меткам.

На гидробаке установлены:

- два штуцера всасывания гидронасосов;
- штуцер отвода масла от потребителей основной сети;
- штуцер отвода масла от тормозов;
- два штуцера отвода масла от гидронасосов при работе их на холостом ходе;
- штуцер подсоединения системы наддува.

Гидробак снабжен системой наддува.

**Два гидравлических насоса.** Предназначены для создания рабочего давления в основной гидросистеме ( $P_{\text{раб.}} = 150 \text{ кгс/см}^2$ ). Установлены на коробках приводов двигателей. Насосы переменной производительности, двухступенчатые, комбинированного типа. Предварительный подпор осуществляется центробежной ступенью для более полного наполнения всасывающих полостей насоса (крыльчатка за счет центробежных сил обеспечивает подпор масла в качающий узел). Вторая ступень ротативно-плунжерного типа, с регулятором производительности (давления).

**Гидравлические фильтры** обеспечивают очистку масла от механических примесей. Фильтры линий нагнетания и общей линии слива сетчатого типа с перепускными клапанами и фильтрующими элементами тонкой и грубой очистки, а фильтры линий слива гидронасосов с перепускными клапанами и фильтрующими элементами только тонкой очистки.

*Фильтр линии нагнетания* обеспечивает тонкость фильтрации **0...12 мкм**, перепускной клапан срабатывает при перепаде давления на фильтрующем элементе тонкой очистки  $\Delta P_{\text{сраб}} = 9 \text{ кгс/см}^2$ . Установлен на противопожарной перегородке гондолы левого двигателя.

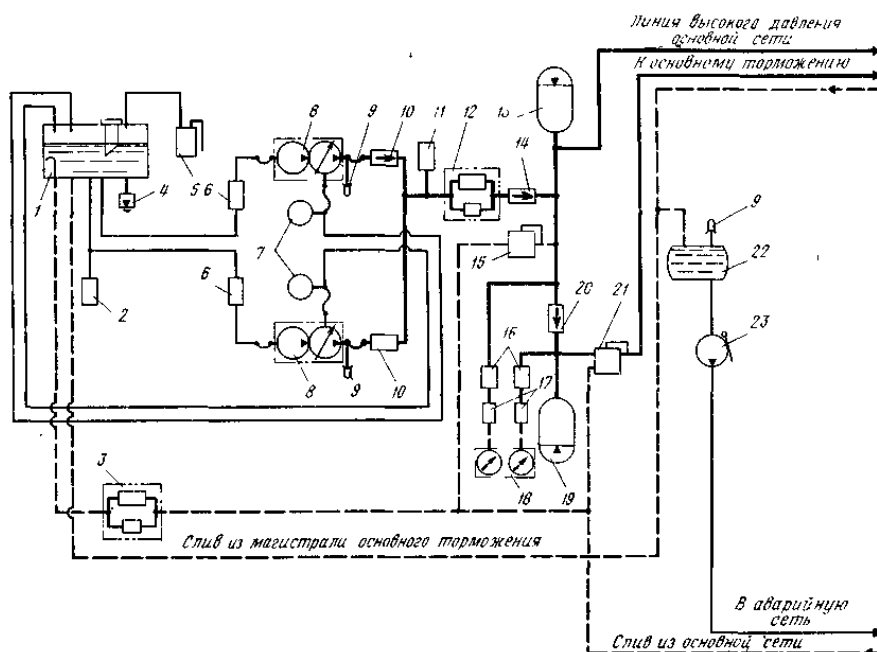


Рис.3.1. Принципиальная схема гидросистемы (источники давления)

1 - гидробак; 2 - бортовой клапан всасывания; 3, 12 - фильтры; 4 - сливной кран; 5 - воздухоочиститель; 6 - разъемный клапан; 7 - термосигнализатор; 8 - гидронасос; 9 - клапан стравливания; 10, 14, 20 - обратные клапаны; 11 - бортовой клапан нагнетания; 13 - гидроаккумулятор основной сети; 15 - предохранительный клапан; 16 - дроссель; 17 - датчик манометра; 18 - двухстрелочный указатель манометра; 19 - гидроаккумулятор тормозов; 21 - редуктор; 22 - гидробак аварийной сети; 23 - ручной гидронасос.

*Фильтр общей линии слива* обеспечивает тонкость фильтрации масла **10...12 мкм**, перепускной клапан срабатывает при перепаде давления  $\Delta P_{\text{сраб.}} = 0,6 \text{ кгс/см}^2$ . Установлен на правой стороне гондолы левого двигателя.

*Фильтр линии слива гидронасосов* обеспечивает тонкость фильтрации **10...12 мкм**, перепускной клапан срабатывает при перепаде давления  $\Delta P_{\text{сраб.}} = 0,6 \text{ кгс/см}^2$ , имеет только фильтроэлемент тонкой очистки. Установлен на правой стороне гондолы левого двигателя.

**Два гидроаккумулятора** обеспечивают поддержание давления в линии нагнетания при отказах гидронасосов и больших расходах масла, дополнительно они являются демпферами пульсаций давления, возникающих при работе насосов. Гидроаккумуляторы сферической (шаровой) формы, газовая полость заряжается азотом до давления  $P_{\text{зар.}} = 50 \text{ кгс/см}^2$ .

Гидроаккумулятор общей сети нагнетания размещается в гондоле левого двигателя за противопожарной перегородкой. Гидроаккумулятор линии тормозов размещается в гондоле левой опоры шасси.

**Предохранительный клапан** предназначен для предохранения гидросистемы от повышения давления в ней свыше **165 кгс/см<sup>2</sup>**, установлен в гондоле левого двигателя за противопожарной перегородкой.

**Клапаны разъема** – обеспечивают разъединение гидросистемы без слива масла при снятии гидронасосов или двигателей, установлены на противопожарных перегородках гондол левого и правого двигателей.

**Бортовые клапаны нагнетания и всасывания** предназначены для подсоединения наземной гидроустановки. Установлены в гондоле левого двигателя за противопожарной перегородкой.

**Два датчика температуры** предназначены для сигнализации о предельной температуре масла АМГ-10 ( $t_{пред.} = 85^{\circ}\text{C}$ ) в линии слива гидронасосов при их работе на режиме нулевой производительности. Тип датчиков термисторный, установлены в гондолах левого и правого двигателей.

**Два датчика давления ИД-240** предназначены для измерения давления масла в общей линии нагнетания и в линии тормозов. Тип датчика индуктивный, из комплекта 2ДИМ-240. Датчики установлены в гондоле левой опоры шасси

Сеть источников давления основной гидросистемы работает следующим образом.

**а) Холостой ход.**

Масло из гидробака через клапаны разъема подводится к гидронасосам и далее по линии слива гидронасосов сливается в бак. При этом в системе поддерживается давление **150 кгс/см<sup>2</sup>**, которое контролируется по двухстрелочному манометру (гидроаккумуляторы общей линии нагнетания и линии тормозов заряжены полностью). В случае превышения рабочего давления срабатывает предохранительный клапан, манометр в этом случае показывает давление **165 кгс/см<sup>2</sup>**.

**б) Рабочий ход.**

При работе потребителей основной системы, масло от насосов через фильтр и обратный клапан поступает к распределительным устройствам соответствующих систем и от них по общей линии слива через фильтр сливается в гидробак.

**ПРИМЕЧАНИЕ.**

Если в системе управления тормозами датчики растормаживания не срабатывают, то слив из системы тормозов осуществляется по линии слива тормозов, при этом дозаправляется гидробак аварийной гидросистемы.

### 3.2.2. Система наддува гидробака

Система наддува предназначена для повышения высотности гидросистемы путем создания избыточного давления в гидробаке.

В системе установлены следующие агрегаты (рис.3.2):

- зарядный штуцер;
- два обратных клапана (один в магистрали подвода воздуха от двигателей, второй в магистрали наземного источника давления);
- влагоотделитель (селикагелевый осушитель);
- воздушный фильтр;
- воздушный баллон ( $P_{\text{раб.}} = 5,5 \text{ кгс/см}^2$ );
- редуктор ( $P_{\text{вых.}} = 1,0 \text{ кгс/см}^2$ );
- предохранительный клапан ( $P_{\text{сраб.}} = 2,0 \text{ кгс/см}^2$ );
- кран для стравливания воздуха из гидробака;
- кран для проверки работы предохранительного клапана;
- манометр **МА-4** контроля давления наддува в гидробаке.

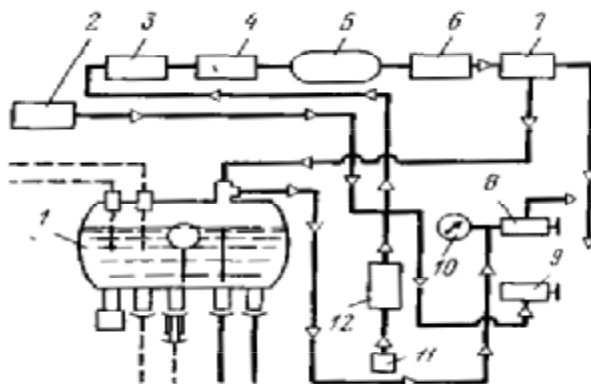


Рис. 3.2. Принципиальная схема системы наддува гидробака:

1 - гидробак; 2, 12 - обратные клапаны; 3 - влагоотделитель; 4 - воздушный фильтр; 5 - воздушный баллон; 6 - воздушный редуктор; 7 - предохранительный клапан; 8, 9 - вентиляционные краны; 10 - манометр; 11 - зарядный штуцер.

Агрегаты системы наддува гидробака установлены в гондоле левого двигателя.

Система наддува гидробака работает следующим образом. Воздух от компрессоров двигателей через обратный клапан, осушитель воздуха и воздушный фильтр поступает в баллон и от него через редуктор и предохранительный клапан в гидробак. Для проверки системы наддува при неработающих двигателях (герметичности и срабатывания предохранительного клапана) воздух в систему можно подать от наземного источника давления через зарядный штуцер.

### 3.2.3. Аварийная гидросистема

В сети источников давления установлены следующие агрегаты (рис.3.1).

- гидробак;
- ручной гидравлический насос.

**Гидробак** предназначен для хранения необходимого запаса гидравлической жидкости для работы аварийной гидросистемы. Заправка гидробака осуществляется из линии слива системы торможения колес. Гидробак размещен в носовой части фюзеляжа, под центральным пультом. Контроль заправки гидробака осуществляется со стороны левого летчика через смотровое отверстие. Гидробак снабжен дренажным клапаном и краном слива АМГ-10.

**Ручной гидравлический насос** предназначен для создания давления гидросмеси в аварийной гидросистеме. Насос поршневой, двухступенчатый с ручным приводом (переход с первой ступени на вторую при  $P = 44...48 \text{ кгс/см}^2$ ). Максимальное давление, создаваемое насосом,  $100 \text{ кгс/см}^2$ .

Усилие на рукоятке при этом давлении не более **16 кгс**. Установлен на полу кабины экипажа, с правой стороны. Контроль за давлением в аварийной гидросистеме возможен только при работе системы стояночного или аварийного торможения по указателю манометра МА-100, установленному на средней панели приборной доски, а также при срабатывании сигнализации при аварийном выпуске шасси или закрылков.

**Работает аварийная гидросистема следующим образом.** Масло из гидробака нагнетается ручным насосом к кранам систем аварийного выпуска шасси, закрылков и торможения. Слив масла осуществляется в общую линию слива.

Гидроаккумулятор стояночного (аварийного) торможения поддерживает давление в тормозах путем восполнения потерь рабочей жидкости в линии нагнетания тормозов, цилиндрического типа, установлен в левой гондоле шасси.

***К органам управления, индикации и сигнализации относятся:***

- АЗСы **ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ДВИГ.(ЛЕВ. ПРАВ.)**, обеспечивают подачу напряжения **27В** к датчику температуры, кнопке **ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ДВИГ. (ЛЕВ. ПРАВ.)** и табло **ГИДРАВ..** Установлены на верхней панели;

- АЗС **36 В-преобр. I, II** обеспечивают подачу напряжения **36 В** к комплекту 2ДИМ-240. Установлены на верхней панели;



- две кнопки **ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ДВИГ. (ЛЕВ. ПРАВ.)** – обеспечивают проверку цепи сигнализации предельной температуры АМГ-10 (табло **ГИДРАВ.**). Установлены на левом пульте;

- манометр двухстрелочный **МАГИСТРАЛЬ – АККУМ. ТОРМ.** Из комплекта 2ДИМ-240 показывает рабочее давление в общей сети нагнетания и в линии тормозов (сигнал от датчиков давления). Установлен на средней панели приборной доски;

- манометр МА-4 предназначен для контроля давления наддува гидробака. Размещен в гондоле левого двигателя. Контроль показаний манометра осуществляется через смотровое окно на боковой стенке гондолы справа;

- два табло **ГИДРАВ** желтого цвета выдают сигнал о повышении температуры АМГ-10 в линиях слива гидронасосов до 85°C (сигнал от датчиков температуры). Расположены в секциях табло **ДВИГАТЕЛЬ ЛЕВ. (ПРАВ.)**.

### 3.3. Эксплуатация гидросистемы

#### 3.3.1. Внешний осмотр

При выполнении внешнего осмотра убедиться в том, что:

- гидросистема заправлена (по докладу бортового техника);
- гидросистема герметична (нет подтекания АМГ-10);
- давление воздуха в системе наддува гидробака не менее  $0,5 \text{ кгс/см}^2$  (в исключительных случаях  $0 \text{ кгс/см}^2$ ).

#### 3.3.2. Подготовка кабины, проверка работоспособности и управления

*Перед запуском двигателей:*

- включить АЗСы **АККУМ. I, II; ПРЕОБР.36V I, II;**
- включить АЗСы **ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ДВИГ. ЛЕВ. (ПРАВ.), ПЛАНЕР;**
- поочередно нажать на кнопки **ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ДВИГ. ЛЕВ. (ПРАВ.)** на левом пульте и убедиться в том, что табло **ГИДРАВЛ.** загораются в секциях блока;
- проверить заправку гидробака аварийной гидросистемы (по наличию масла в мерном окне), при необходимости дозаправить гидробак нажатием и опусканием тормозных педалей;
- убедиться, что рукоятки аварийного выпуска шасси и закрылков находятся в верхнем положении и законтрены;
- проверить работоспособность аварийной гидросистемы, для чего поставить самолет на стояночный тормоз, переводом рукоятки крана **СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ** в положение

- STOP** и создать ручным насосом давление в системе **40...45 кгс/см**; контроль давления в системе осуществлять по указателю манометра МА-100 (см.п.4.5.2);
- убедиться, что давление в основной гидросистеме по указателю манометра **МАГИСТРАЛЬ** не более **100 кгс/см<sup>2</sup>**, в противном случае путем выпуска и уборки закрылков стравить давление до указанного значения.

**ПРИМЕЧАНИЯ:**

1. Стравливание давления в гидроаккумуляторе производится с целью проверки работоспособности гидронасосов при запуске.
2. Проверку производить в течение летного дня, меняя очередность запуска двигателей.

*В процессе запуска двигателей контролировать:*

- нарастание давления в гидросистеме (гидроаккумуляторах), которое должно повышаться до значения **150 кгс/см<sup>2</sup>** за время не более **60 секунд**;

**ПРИМЕЧАНИЕ.**

Данную проверку производить путем смены очередности запусков двигателей в течение летного дня, но не менее двух раз.

- после запуска двигателей давление в гидросистеме должно быть не менее **150 кгс/см<sup>2</sup>** на всех режимах работы двигателей.

*На рулении и всех этапах полета контролировать:*

- давление в основной гидросистеме, которое по указателям манометра **МАГИСТРАЛЬ – АККУМ.ТОРМ.** должно быть **150 кгс/см<sup>2</sup>**, при этом табло **ГИДРАВ.** не должно гореть;
- давление при работе потребителей гидросистемы, которое несколько уменьшается, а затем восстанавливается до исходного при прекращении работы потребителей.

### **3.4. Действия экипажа при отказах и неисправностях гидросистемы в полете**

#### **3.4.1. Отказ основной гидросистемы в полете (негерметичность основной гидросистемы)**

**ПРИЗНАКИ:**

- давление в основной гидросистеме падает до **0 кгс/см<sup>2</sup>**;
- не работают потребители основной гидросистемы.



## **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. На траверзе ДПРМ, на высоте круга от *аварийной гидросистемы выпустить шасси*, для чего:

- переключатель **ШАССИ** перевести в положение **ВЫПУЩЕНО**;

- выключить **АЗС ШАССИ**;

- кран **АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ** установить в нижнее положение, и ручным насосом создать давление в аварийной гидросистеме. Для выпуска шасси необходимо сделать примерно **12** двойных движений ручным насосом. Контроль по СПШ и механическим указателям.

2. После 3-го разворота от *аварийной гидросистемы выпустить закрылки* на **18°** для чего:

- переключатель **ЗАКРЫЛКИ** перевести в положение **18°**;

- кран **АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ЗАКРЫЛКИ** перевести в нижнее положение и ручным насосом создать давление в аварийной гидросистеме. Для выпуска закрылков необходимо сделать **5** двойных движений ручным насосом. Контроль по СПЗ и красным меткам на дефлекторе закрылка и заднем обтекателе гондолы двигателя.

3. После 4-го разворота посадку самолета производить с закрылками в положении **18°** (для обеспечения безопасного ухода на второй круг при необходимости).

4. Во второй половине пробега при скорости **60...70 км/ч** использовать систему стояночного торможения для чего:

- рукоятку стояночного тормоза установить в положение **STOP (вверх)**;

- ручным насосом плавно (для предотвращения юза колес) повысить давление в тормозах до **30...45 кгс/см<sup>2</sup>** до остановки самолета;

- используя отдельно тягу двигателей, освободить ВПП;

- после освобождения ВПП затормозить самолет стояночным тормозом;

- выключить двигатель;

- вызвать тягач для буксировки самолета на стоянку.

### **3.4.2.Повышение температуры АМГ-10 выше допустимой (85<sup>+5°</sup>)**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- загорание сигнального табло **ГИДРАВ. (ЛЕВ. ПРАВ.)**

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

- полет продолжать, усилив контроль, управление всеми потребителями осуществлять от основной гидросистемы.

### **3.4.3. Отказ регулятора давления гидронасоса**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- давление в основной гидросистеме повышается до **165кгс/см<sup>2</sup>**.

**ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:** Смотри п.3.4.2

### **3.4.4. Попадание воздушной пробки на вход в гидронасос**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- повышенный шум гидронасоса (левого, правого).

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

а) в полете: смотри п.3.4.2;

б) на земле: выключить двигатели.

При возникновении неисправностей после завершения полета доложить о них техническому составу.

## ГЛАВА 4. ШАССИ И ЕГО СИСТЕМЫ

### 4.1. Общая характеристика и основные данные

Шасси самолета – это совокупность опор самолета, обеспечивающих стоянку, разбег, взлет, посадку, пробег и маневрирование самолета по аэродрому, а также при этом воспринимающих и рассеивающих кинетическую энергию ударов.

#### 4.1.1. Общая характеристика

Трехопорное, с передней опорой. Конструктивно-силовая схема – балочно-подкосная. Передняя опора со встроенным однокамерным амортизатором, а основная – с вынесенным двухкамерным амортизатором. На каждой опоре установлено по одному бескамерному колесу: на передней опоре колесо крепится на полувилку, а на основных – на полуоси.

#### 4.1.2. Основные данные шасси

1. Тип амортизатора передней и основной опоры:  
жидкостно-газовый.
2. Количество масла АМГ-10, заправляемого в амортизаторы:  
передней опоры.....750см<sup>3</sup>  
основных опор:  
в первую камеру..... 1360см<sup>3</sup>  
во вторую камеру.....130см<sup>3</sup>
3. Давление зарядки азотом амортизаторов:  
передней опоры..... 20<sup>+1</sup> кгс/см<sup>2</sup>  
основных опор:  
в первой камере..... 14<sup>+1</sup> кгс/см<sup>2</sup>  
во второй камере..... 80<sup>+5</sup> кгс/см<sup>2</sup>
4. Стояночное обжатие амортизатора:  
передней опоры..... 41...70 мм  
основной опоры..... 77...125 мм
5. Давление воздуха в пневматике:  
передней и основной опор.....4,2<sup>+0,3</sup> кгс/см<sup>2</sup>
6. Стояночное обжатие пневматика:  
передней опоры..... 42 мм  
основной опоры..... 53 мм

## 4.2. Устройство и работа основной опоры шасси

Основная опора шасси состоит из следующих основных частей (рис.4.1):

- трубчатой балки (крепится к лонжеронам **12 и 14 шп.**);
- рычага подвески колеса с полуосью;
- амортизатора;
- тормозного колеса;
- гидроцилиндра уборки и выпуска с сегментными замками выпущенного положения (выполняет роль подкоса);
- замка убранного положения опоры (расположен в гондоле шасси);
- механизма управления створкой;
- механического указателя выпущенного положения опоры.

*Трубчатая балка* является основным силовым элементом опоры, передающим нагрузки на планер. Имеется проушина, в которой крепится амортизатор и ухо для крепления рычага подвески колеса. В средней части трубчатой балки жестко закреплен фланец, к которому крепится рычаг механизма управления створкой. На трубчатой балке имеется рычаг, к которому крепится шток гидроцилиндра уборки и выпуска стойки.

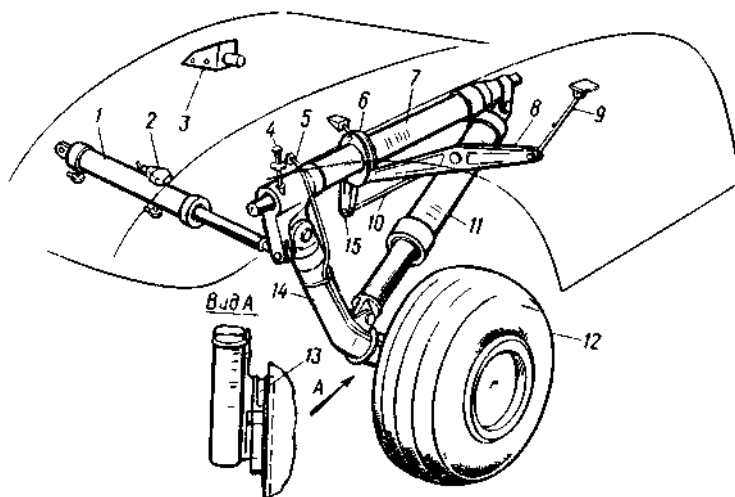


Рис.4.1. Основная опора шасси:

1- гидроцилиндр; 2- концевой выключатель; 3- замок убранного положения опоры; 4- механический указатель; 5- трубопровод тормозной магистрали; 6 – хомут механизма управления створкой; 7 – трубчатая балка; 8 – качалка; 9,10 – тяги; 11 – амортизатор; 12 – колесо; 13 – инерционный датчик УА-27А; 14 – рычаг подвески колеса; 15 – рычаг управления створкой.

На трубчатую балку устанавливается хомут механического указателя выпущенного положения опоры. Рычаг подвески колеса обеспечивает связь опорного элемента (колеса) с трубчатой балкой.

*Амортизатор* (рис.4.2) предназначен для поглощения и рассеивания кинетической энергии ударов, возникающих во время разбега и пробега при взлете, посадке и движении самолета по аэродрому. Амортизатор – двухкамерный, с плавающим поршнем, масляно-пневматического типа с торможением масла на прямом и обратном ходе. Применение двухкамерного амортизатора позволило уменьшить стояночное обжатие амортизатора, а также увеличить запас хода и энергоемкость амортизатора. Кроме этого становится более низким уровень повторных нагрузок.

Он состоит из следующих основных частей: цилиндра, штока с поршнем, плунжера, плавающего поршня с клапаном торможения масла на обратном ходе, буксы с уплотнителями, гайки. На цилиндре установлены два штуцера с клапанами. Штуцеры используются для заправки камер амортизаторов маслом и зарядки азотом. В поршне выполнены дроссельные отверстия.

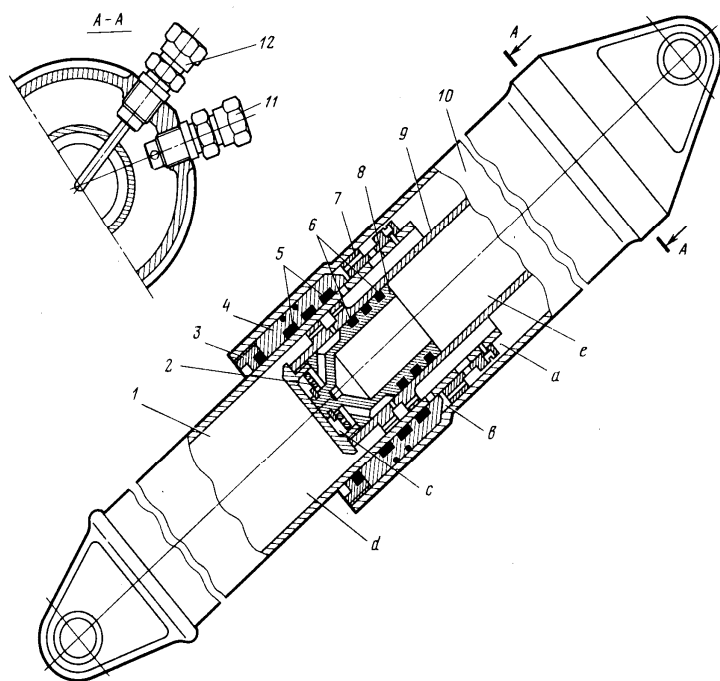


Рис. 4.2. Амортизатор основной опоры шасси:

1 – шток; 2 – золотниковое кольцо; 3 – гайка; 4 – букса; 5,6 – резиновые уплотнительные кольца; 7 – подвижная букса; 8 – плавающий поршень; 9 – плунжер; 10 – цилиндр; 11 – штуцер зарядки камеры низкого давления; 12 – штуцер зарядки камеры высокого давления.

В расточке поршня установлен обратный клапан, выполненный в виде кольца. В стенке штока выполнены отверстия для перетекания жидкости. В нижней части плунжера выполнены дроссельные отверстия для перетекания жидкости.

Амортизатор работает следующим образом. При прямом ходе штока сжимается азот в первой камере (низкого давления). Когда

сила от давления азота на поршень в первой камере станет равной силе, действующей на плавающий поршень во второй камере (высокого давления), с этого момента начинается совместная работа обеих камер (**80 кгс/см<sup>2</sup>**).

Энергия удара при прямом ходе затрачивается на сжатие азота, на преодоление гидравлического сопротивления при перетекании жидкости из одной полости в другую и на преодоление трения между трущимися элементами амортизатора, преобразуется в тепло и рассеивается в окружающую среду.

При обратном ходе обе камеры работают совместно, пока плавающий поршень не сядет на седло. При подходе штока к конечному положению, отверстия в стенке штока перекрываются (увеличивается их дросселирующее действие), и шток плавно становится на упор.

Энергия сжатого газа расходуется на преодоление гидравлического сопротивления при перетекании жидкости и преодоление трения и рассеивается в окружающую среду.

*Тормозное колесо* состоит из барабана, пневматика и тормоза. Барабан из алюминиевого сплава. Барабан состоит из двух частей. Устанавливается на оси на двух подшипниках. Пневматик бескамерный. Зарядка пневматика производится через зарядный штуцер, установленный на боковой поверхности барабана. Колесо снабжено приводом (зубчатым венцом) для инерционного датчика юза. Тормоз предназначен для уменьшения длины пробега самолета при посадке и улучшения маневренности самолета при движении по аэродрому. Применены дисковые тормоза. Тормоз состоит из корпуса нажимного и прижимного дисков, трех вращающихся дисков и двух не вращающихся дисков. Корпус тормоза и прижимной диск соединены между собой болтами. На внутренней поверхности корпуса тормоза выполнены осевые шлицы, которые при установке тормоза на ось входят в зацепление с наружными шлицами, выполненными на оси колеса и препятствуют проворачиванию корпуса тормоза относительно оси.

В корпусе тормоза выполнено семь цилиндров, в которых размещены узлы торможения и штуцер, через который осуществляется подвод рабочей жидкости в тормозные цилиндры при торможении. Диски имеют возможность перемещаться вдоль пазов. На вращающихся дисках с обеих сторон приклепаны фрикционные металлокерамические накладки. С целью контроля



износа металлокерамических накладок на нажимном диске закреплен механический указатель износа.

*Гидроцилиндр уборки и выпуска* опоры шасси состоит из цилиндра, штока с поршнем, плавающего поршня с пружиной и сегментов. На корпусе установлен концевой выключатель для сигнализации открытия и закрытия сегментного замка. Сегменты, плавающий поршень с пружиной и кольцевая проточка на внутренней поверхности цилиндра составляют сегментный замок, служащий для фиксации основных опор в выпущенном положении.

На корпусе гидроцилиндра установлены:

а) концевой выключатель, выдающий сигнал об открытии или закрытии замка;

б) гидравлический выключатель. Он предназначен для:

- обеспечения подвода рабочей жидкости в полости гидроцилиндра при уборке или выпуске шасси основным способом;

- обеспечения слива рабочей жидкости, вытесняемой из полостей гидроцилиндра при уборке или выпуске шасси основным способом;

- обеспечения подвода и слива рабочей жидкости из полостей гидроцилиндра при выпуске шасси аварийным способом;

- фиксации штока с поршнем в конечных положениях путем запираания рабочей жидкости в полостях гидроцилиндра, в данном случае гидравлический переключатель выполняет функции гидрозамка.

Гидравлический переключатель состоит из:

- корпуса;
- поршня;
- поршня с пружиной;
- клапана с пружиной;
- аварийного клапана с пружиной;
- золотника с пружиной.

*Замок убранного положения* предназначен для фиксации опор шасси в убранном положении. Конструкция:

- корпус;
- крюк со спиральной пружиной;
- защелка с пружиной;
- гидроцилиндр открытия замка;
- концевой выключатель, сигнализирующий открытие и закрытие замка.

*Механизм управления створкой* предназначен для открытия створки ниши шасси при выпуске опор и для закрытия створки при уборке опор шасси. Механизм включает в себя рычаг, жестко закрепленный на трубчатой балке, поворотный рычаг, 2 тяги.

*Механический указатель выпущенного положения опоры* предназначен для контроля положения стойки. Он состоит из указателя, втулки, фланца крепления втулки к верхней стенке гондолы шасси, тяги и хомута. Хомут закреплен на трубчатой балке. В выпущенном положении основных стоек указатели выдвинуты над обшивкой гондол шасси, а при убранном – утоплены.

#### 4.3. Устройство и работа передней опоры шасси

Передняя опора шасси состоит из следующих основных частей (рис. 4.3):

- амортистойки;
- нетормозного колеса;
- гидроцилиндра;
- замка выпущенного положения опоры;
- механизма управления створками;
- механического указателя.

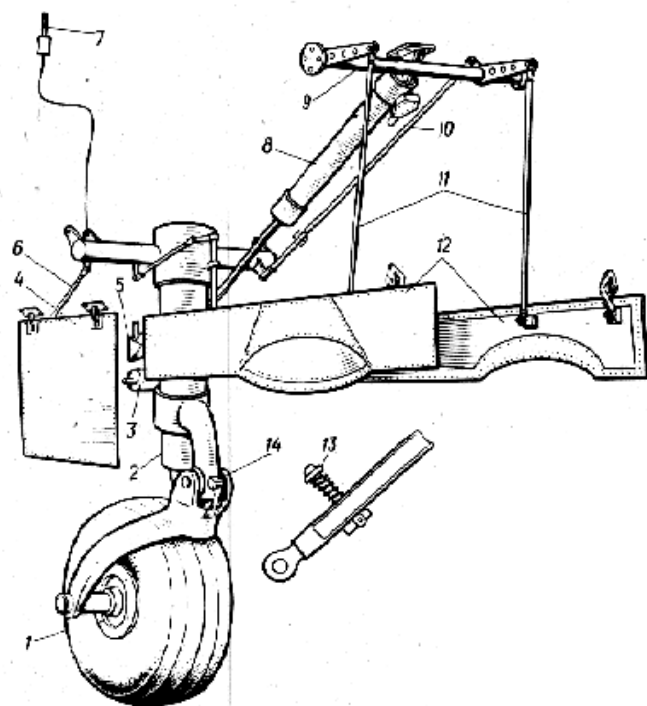


Рис. 4.3. Передняя опора шасси:  
1 – колесо; 2 – амортистойка; 3 – гидроусилитель поворота колеса; 4 – задняя створка; 5 – механический замок; 6 – тяга; 7 – механический указатель; 8 – гидроцилиндр; 9 – поперечный вал; 10 – телескопическая тяга; 11 – вертикальная тяга; 12 – передние створки; 13 – морской болт; 14 – концевой выключатель.

*Амортистойка* (рис.4.4) состоит из амортизатора, поворотного рычага, рычага подвески колеса, оси. Поворотный рычаг шарнирно связан с рычагом подвески колеса, который в свою очередь при

помощи кардана связан со штоком амортизатора (для предотвращения перекоса штока при его перемещении). Поворотный рычаг на подшипниках установлен на наружной поверхности цилиндра амортизатора. В верхней части амортизатора приварена траверса с двумя узлами крепления амортистойки к фюзеляжу.

Амортизатор однокамерный жидкостно-газовый. Он состоит из цилиндра, штока с поршнем, диафрагмы, уплотнительного пакета. Диафрагма в цилиндре установлена неподвижно. В расточке диафрагмы установлено разрезное кольцо. Для установки колеса передней опоры в нейтральное положение при выходе штока из цилиндра (при отрыве переднего колеса от ВПП) в амортизаторе имеется центрирующий механизм, который состоит из верхнего профилированного кулачка, закрепленного на штоке и нижнего профилированного кулачка, закрепленного на нижней части цилиндра амортизатора.

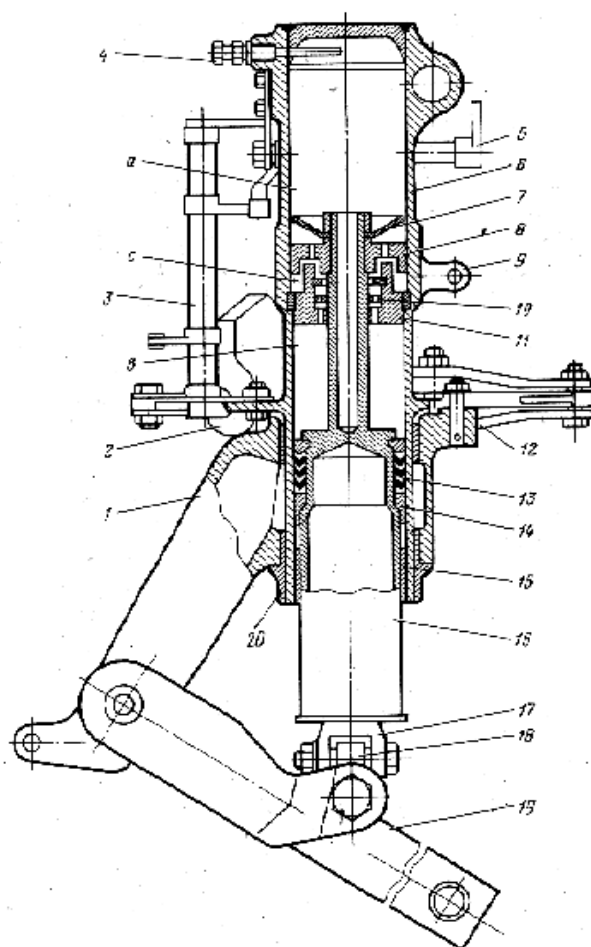


Рис. 4.4. Амортистойка передней опоры шасси:

1 – клык; 2 – гидроусилитель поворота колеса; 3,5 – валы механизма управления передним колесом; 4 – зарядный штуцер; 6 – цилиндр; 7 – успокоитель; 8 – поршень; 9 – серьга; 10 – золотниковое кольцо; 11 – буksа; 12 – качалки механизма поворота колеса; 13 – уплотнение; 14 – верхний кулачок; 15 – нижний кулачок; 16 – шток; 17 – шатун; 18 – кардан; 19 – полувилка; 20 – поворотная втулка; a, b, c – полости.

*Нетормозное колесо* состоит из барабана и пневматика. Барабан отлит из алюминиевого сплава. Для облегчения монтажа и демонтажа пневматика барабан состоит из двух частей,

соединенных между собой четырьмя болтами. Он устанавливается на оси на двух роликовых подшипниках. На барабан устанавливается бескамерный пневматик.

*Гидроцилиндр* уборки и выпуска передней опоры шасси состоит из цилиндра, штока с поршнем, плавающего поршня с пружиной и шариков. Шарик установлен в отверстиях, выполненных в цилиндрических выступах поршня. На внутренней поверхности цилиндра выполнена кольцевая проточка. Шарик, плавающий поршень с пружиной и кольцевая проточка на внутренней поверхности цилиндра составляют шариковый замок, служащий для фиксации опоры шасси в убранном положении. На наружной поверхности гидроцилиндра установлен концевой выключатель для сигнализации закрытия и открытия шарикового замка и гидравлический переключатель, который аналогичен переключателю основной опоры.

*Замок вывешенного положения опоры.* Конструкция:

- корпус;
- гидроцилиндр открытия замка;
- крюк со спиральной пружиной;
- защелка;
- гидроусилитель;
- концевой выключатель, сигнализирующий открытие и закрытие замка.

*Механизм управления створками* предназначен для открытия и закрытия створок ниши передней опоры при уборке и выпуске опоры шасси. Механизм включает в себя рычаги, вал, тяги и качалку. Рычаги жестко закреплены на валу и тягами соединены со створками. Тяга через двуплечий рычаг соединяет вал с траверсой опоры. Качалка соединяет заднюю створку с траверсой опоры.

*Механический указатель* предназначен для контроля положения стойки. Состоит из указателя, корпуса, пружины, тросика. При уборке стойки тросик натягивается, втягивая указатель внутрь корпуса.

#### **4.4. Система уборки и выпуска шасси**

Система управления уборкой и выпуском шасси обеспечивает уборку и выпуск опор шасси от основной гидросистемы и только выпуск опор от аварийной гидросистемы.

#### 4.4.1. Устройство и размещение агрегатов

Система уборки и выпуска шасси включает в себя (рис. 4.5):

- концевые выключатели;
- электрогидравлический кран ГА-163;
- три гидроцилиндра уборки-выпуска опор шасси;
- два механических замка убранного положения основных опор;
- механический замок выпущенного положения передней опоры;
- стабилизирующий клапан;
- аварийный переключатель;
- девять сливных клапанов.

*Концевые выключатели* предназначены для замыкания и размыкания электрических цепей системы в зависимости от положения опор шасси (убраны, выпущены, обжаты), рычагов управления двигателями, положения закрылков. Они установлены:

- на гидроцилиндрах уборки-выпуска стоек;
- на механических замках;
- на передней стойке шасси под рычагом подвески колес (для блокировки уборки шасси на земле);
- в проводке управления двигателями;
- в проводке управления закрылками.

*Электрогидравлический кран ГА-163* предназначен для управления потоком рабочей жидкости в процессе уборки или выпуска шасси. Кран установлен в левой гондоле шасси.

*Стабилизирующий клапан* – предназначен для предотвращения открытия замков убранного положения основных опор шасси при окончании процесса уборки. Он установлен в левой гондоле шасси и состоит из корпуса; пружины; золотника и шарикового клапана с пружиной.

При окончании процесса уборки, когда давление в системе кратковременно возрастает, шариковый клапан открывается, и импульс давления сглаживается. Этим предотвращается открытие замков убранного положения основных стоек в конце процесса уборки.

*Аварийный переключатель* – предназначен для отключения основной системы в случае выпуска опор шасси от аварийной системы и обеспечения слива масла при этом из противоположных полостей гидроцилиндров уборки-выпуска (минуя электрогидравлический кран ГА-163). При уборке шасси от основной системы переключатель обеспечивает подвод жидкости к гидроцилиндрам при уборке шасси и отвод жидкости при выпуске шасси. Состоит из корпуса; пружины; шарикового клапана с пружиной и штока.

*Сливные клапаны* – служат для стравливания воздушных пробок из трубопроводов системы на отдельных участках.





#### 4.4.2. Органы управления, индикации и сигнализации

К органам управления, индикации, сигнализации относятся:

- АЗСы **ШАССИ, ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ПЛАНЕР** – служат для защиты сети от перегрузки и короткого замыкания. Они установлены на верхнем щитке;
- переключатель **ШАССИ УБРАНО-ВЫПУЩЕНО** – служит для управления электрогидравлическим краном ГА-163. Переключатель имеет два положения **УБРАНО-ВЫПУЩЕНО**, в каждом положении фиксируется пружинным стопором и пластмассовым предохранителем. Он установлен на центральном пульте;
- сигнализатор положения шасси (СПШ) – служит для контроля за положением опор шасси. На нем размещены три красные сигнальные лампы контроля промежуточного положения опор и три зеленые – контроля выпущенного положения опор. Он установлен на средней панели приборной доски;
- механический указатель выпущенного положения передней стойки. При ее выпущенном положении на механическом указателе должны быть видны две красные полосы. Установлен на центральном (переднем) пульте;
- два механических указателя выпущенного положения основных стоек. При их выпущенном положении на них должны быть видны три красные полосы. Установлены на гондолах шасси;
- табло **ШАССИ ВЫПУСТИ** желтого цвета. Загорается в импульсном режиме и включается сирена при уменьшении скорости полета ниже **205 км/ч** и установке РУД обоих двигателей в положение **МАЛЫЙ ГАЗ** или при постановке переключателя закрылков в положение **18°** или **42°** (независимо от скорости полета и положения РУД);
- кран аварийного выпуска шасси. Предназначен для управления потоком рабочей жидкости в процессе выпуска шасси аварийным способом. При закрытом кране рукоятка его поднята вверх, а при открытом – вниз. Кран установлен на правом пульте.

#### 4.4.3. Работа системы уборки и выпуска шасси

**УБОРКА ШАССИ.** После взлета самолета на высоте **8...10 м** кратковременным нажатием на тормозные педали затормозить колеса и установить переключатель **ШАССИ УБРАНО-ВЫПУЩЕНО** из положения **ВЫПУЩЕНО** в положение **УБРАНО**. Сработает электрогидравлический кран ГА-163 и рабочая жидкость под высоким давлением поступает из линии нагнета-

ния основной гидросистемы через аварийный переключатель, гидравлические переключатели в гидроцилиндр открытия механического замка выпущенного положения носовой опоры и к сегментным замкам гидроцилиндров основных опор. Механический и сегментные замки открываются. При этом на сигнализаторе положения шасси гаснут зеленые и загораются красные сигнальные лампы, указывающие на открытие замков соответствующей стойки шасси.

Одновременно рабочая жидкость поступает в гидроцилиндры опор шасси. Опоры убираются. По окончании процесса уборки срабатывают механические замки убранного положения основных опор и шариковый замок носовой стойки, которые фиксируют стойки в убранном положении. При срабатывании замков гаснут красные сигнальные лампы на указателе положения шасси, что говорит о фиксации соответствующей опоры в убранном положении. После срабатывания замков убранного положения всех опор снимается питание с электромагнита крана ГА-163, линии уборки и выпуска сообщаются со сливом, основные опоры удерживаются в убранном положении за счет механических замков, а передняя – за счет шарикового замка.

**ВЫПУСК ШАССИ.** Для выпуска шасси необходимо установить переключатель **ШАССИ УБРАНО-ВЫПУЩЕНО** из положения **УБРАНО** в положение **ВЫПУЩЕНО**. При этом сработает электрогидравлический кран ГА-163 и рабочая жидкость под высоким давлением поступит из основной гидросистемы через стабилизирующий клапан к гидроцилиндрам замков убранного положения основных опор шасси и через гидравлический переключатель, установленный на гидроцилиндре уборки-выпуска передней опоры к шариковому замку убранного положения передней опоры. Механический и шариковый замки открываются. При этом на сигнализаторе положения шасси загораются красные сигнальные лампы, указывающие на открытие замков, соответствующих опор шасси. Одновременно рабочая жидкость поступает в гидроцилиндры, которые перемещают опоры на выпуск.

По окончании процесса выпуска сработают механический замок выпущенного положения передней опоры и сегментные замки основных опор, которые фиксируют опоры в выпущенном положении. При срабатывании замков гаснут красные и загораются зеленые сигнальные лампы на сигнализаторе положения шасси, что говорит о фиксации стоек в выпущенном положении. После срабатывания замков выпущенного положения снимается питание с электромагнита крана ГА-163, линии выпуска и уборки сообщаются со

сливом. Передняя опора удерживается в выпущенном положении только за счет механического замка, а основные – за счет сегментных замков гидроцилиндров.

**АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК.** Аварийный выпуск шасси применяется при отказе основной системы управления.

Для аварийного выпуска шасси необходимо:

- переключатель **ШАССИ** перевести в положение **ВЫПУЩЕНО**;

- рукоятку **АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ**, на правом пульте, установить в нижнее положение;

- ручным насосом создавать давление в аварийной системе.

Рабочая жидкость под высоким давлением из аварийной гидросистемы поступает к гидроцилиндру замка убранного положения правой опоры, к гидравлическим переключателям правой и передней опоры и через аварийный переключатель к гидроцилиндру замка убранного положения левой опоры и ее гидравлическому переключателю.

Механические и шариковый замки убранного положения опор открываются. При этом загораются красные сигнальные лампы на сигнализаторе положения шасси, что свидетельствует об открытии замков убранного положения опор шасси.

Одновременно рабочая жидкость поступает в гидроцилиндры, которые перемещают опоры на выпуск. Слив рабочей жидкости из противоположных полостей гидроцилиндров уборки-выпуска опор шасси осуществляется через аварийный переключатель на слив, минуя электрогидравлический кран ГА-163. Далее система работает также как при основном выпуске.

#### 4.5. Система торможения колес шасси

Система управления тормозами предназначена для основного или аварийного торможения колес правой и левой опор шасси. Основное торможение колес осуществляется от основной гидросистемы, аварийное – от аварийной. При основном торможении возможно как совместное, так и раздельное торможение колес правой и левой опор шасси, при аварийном – только совместное торможение. Система аварийного торможения используется для затормаживания колес на стоянке.

##### ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ.

Давление в тормозах:

- при основном торможении..... $0...45^{+3}$  кгс/см<sup>2</sup>
- при аварийном торможении .....  $0...50^{+5}$  кгс/см<sup>2</sup>
- при стояночном торможении:
  - а) для длительной стоянки самолета..... $25^{+5}$  кгс/см<sup>2</sup>
  - б) перед запуском двигателей..... $50^{+5}$  кгс/см<sup>2</sup>.

#### 4.5.1. Устройство и размещение агрегатов

Система управления тормозами включает в себя (рис. 4.6):

- редуктор;
- четыре тормозных клапана;
- два челночных клапана;
- два золотниковых клапана;
- два разъемных клапана;
- два тормоза колес;
- два инерционных датчика УА-27;
- два электрогидравлических крана растормаживания колес;
- предохранительный клапан;
- гидроаккумулятор тормозов;
- гидроаккумулятор стояночного торможения;
- ручной гидравлический насос;
- обратные клапаны.

*Редуктор* предназначен для понижения давления рабочей жидкости, подводимой из гидросистемы основного управления в систему управления тормозами колес со  $150 \text{ кгс/см}^2$  до  $50 \text{ кгс/см}^2$ . Предохранительный клапан редуктора открывается при давлении за редуктором более  $60^{+2} \text{ кгс/см}^2$ . Редуктор установлен в левой гондоле шасси.

*Тормозной клапан* служит для изменения (регулирования) давления в тормозе колеса в зависимости от усилия обжатия редукционной пружины.

В системе управления тормозами установлены четыре таких клапана. Тормозные клапаны размещены на кронштейнах пультов ножного управления летчиков (под полом кабины экипажа). Летчики воздействуют на тормозные клапаны с помощью тормозных педалей, размещенных на пультах ножного управления.

*Два челночных клапана* служат для обеспечения подвода рабочей жидкости в тормоза колес от тормозного клапана правого и левого летчика. Установлены в носовой части фюзеляжа под полом кабины экипажа на шпангоуте №4.

*Два золотниковых клапана* служат для автоматического переключения подвода рабочей жидкости к тормозу соответствующего колеса либо от основной гидросистемы, либо от аварийной. Они размещены на основных опорах шасси.

*Два разъемных клапана* служат для предотвращения утечки рабочей жидкости из системы при отсоединении трубопроводов под-

вода жидкости к тормозам колес. Они размещены в осях основных колес шасси.

*Два инерционных датчика юза УА-27(28) предназначены для замыкания электрической цепи на включение электрогидравлического крана автоматического растормаживания колеса при уменьшении его углового ускорения, превышающего величину  $450^{+75}$  рад/с<sup>2</sup>. Датчики установлены на рычагах подвески колес шасси. Датчики, устанавливаемые на колеса левой и правой опор шасси, имеют различную маркировку (для левого колеса УА27А-13 или УА28А-13, для правого - УА27А-14 или УА28А-14).*

*Два электрогидравлических крана растормаживания предназначены для сообщения тормозов колес со сливом в основной гидробак при срабатывании инерционных датчиков юза. Они размещены в гондолах основных стоек шасси.*

*Предохранительный клапан служит для предотвращения повышения давления в тормозах выше  $60$  кгс/см<sup>2</sup> при аварийном торможении. Слив обеспечивается в гидробак аварийной системы. Установлен в левой гондоле шасси.*

*Гидроаккумулятор стояночного (аварийного) торможения обеспечивает поддержание давления в тормозах при аварийном (стояночном) торможении путем восполнения потерь рабочей жидкости и компенсации температурного влияния в линии нагнетания тормозов. Он установлен в левой гондоле шасси. Газовая полость заряжается азотом. Начальное давление азота  $15$  кгс/см<sup>2</sup>. Максимальное давление –  $50^{+5}$  кгс/см<sup>2</sup>.*

#### **4.5.2. Органы управления, индикации и сигнализации**

К органам управления, индикации и сигнализации относятся:

- АЗСы **ШАССИ** (общие с системами уборки-выпуска шасси и поворотом колеса передней опоры) и **ТАБЛЮ СИГНАЛИЗАЦИИ ПЛАНЕР**;
- четыре тормозные педали. Служат для управления тормозными клапанами (тормозами), размещены по две на пультах ножного управления левого и правого летчиков;
- рукоятка **STOP** стояночного (аварийного) торможения. Предназначена для управления подводом рабочей жидкости от ручного насоса в линию торможения колес шасси. Установлена на правом пульте;







- выключатель **ПРОТИВОЮЗ** служит для подготовки электрической цепи автоматического растормаживания колес. Выключатель установлен на центральном среднем пульте;
- двухстрелочный манометр МА-60 предназначен для замера давления в тормозах колес при основном торможении. Установлен на средней панели приборной доски;
- манометр МА-100. Предназначен для измерения давления в контуре аварийного (стояночного) торможения. Установлен на средней панели приборной доски;
- два сигнальных табло **ОТТОРМ.ЛЕВ.(ПРАВ)** зеленого цвета. Служат для контроля автоматического растормаживания колес (загораются при срабатывании электрогидравлических кранов растормаживания). Размещены в блоке секций сигнальных табло **ЭЛЕКТРО**.

#### 4.5.3. Работа системы торможения колес шасси

*Основное торможение.* При нажатии на тормозные педали левым или правым летчиком (рис. 4.6) рабочая жидкость под давлением, пропорциональным обжатию редуцированных пружин тормозных клапанов, через челночные клапаны, через электрогидравлические краны, через золотниковые и разъемные клапаны подводится в тормоза колес. В тормозах устанавливается давление в пределах от **0 до 48 кгс/см<sup>2</sup>** (в зависимости от величины обжатия тормозных клапанов), значение которого летчик контролирует по двухстрелочному манометру.

В случае появления условий для возникновения юза по сигналу от инерционных датчиков срабатывают электрогидравлические краны и сообщают тормоза колес со сливом. В момент растормаживания загораются зеленые табло **ОТТОРМ. ЛЕВ., ОТТОРМ. ПРАВ**. Колеса растормаживаются (хотя летчик держит тормозные педали обжатыми), слив рабочей жидкости происходит в бак основной системы, начинают вращаться инерционные датчики юза, которые разрывают электрическую цепь, гаснут табло **ОТТОРМ. ЛЕВ, ОТТОРМ. ПРАВ**.

Обесточиваются электрогидравлические краны, и в тормозах колес вновь устанавливается давление, пропорциональное обжатию тормозных клапанов, так будет повторяться до тех пор, пока не ис-

чезнут условия для возникновения юза или не упадет скорость движения самолета.

При отпускании тормозных педалей тормоза колес через тормозные клапаны сообщаются со сливом в аварийный гидробак.

При падении давления в гидросистеме основное торможение колес будет осуществляться от гидроаккумулятора тормозов. Объем гидроаккумулятора при полной зарядке обеспечивает не менее **25** полных затормаживаний колес при отключенных датчиках юза.

*Аварийное торможение.* Аварийное торможение применяется при отказе основного. Для аварийного торможения (рис.8) необходимо перевести ручку крана аварийного (стояночного) торможения в положение **STOP** и, приведя в действие ручной гидравлический насос, создать необходимое давление в тормозах в пределах **0...48 кгс/см<sup>2</sup>**. При этом рабочая жидкость от ручного гидронасоса через обратный клапан, через ручной кран аварийного торможения, золотниковый и разъемный клапаны подводится в тормоза колес. Давление в тормозах контролируется по манометру МА-100.

Необходимо помнить, что при аварийном торможении автоматического растормаживания не происходит при появлении юза, поэтому создавать давление при аварийном торможении выше **48 кгс/см<sup>2</sup>**. **ЗАПРЕЩАЕТСЯ!**

При растормаживании колес достаточно перевести ручку крана аварийного торможения в обратное положение (вниз). При этом тормоза колес сообщаются со сливом в основной гидробак.

При аварийном торможении отсутствует возможность раздельного торможения колес, так как колеса затормаживаются одновременно. Поэтому направление движения самолета необходимо выдерживать управлением переднего колеса и по мере необходимости реверсированием двигателей.

*Стояночное торможение.* Стояночное торможение используется для затормаживания колес шасси на земле при опробовании двигателей или при длительной стоянке самолета.

Для затормаживания колес необходимо перевести ручку крана аварийного (стояночного) торможения в положение «**STOP**» и создать давление в тормозах ручным гидронасосом. Для стоянки самолета создается давление **25<sup>+5</sup> кгс/см<sup>2</sup>**, а для опробования двигателей – **50<sup>+5</sup> кгс/см<sup>2</sup>**. Давление в тормозах контролировать по манометру МА-100, установленному на средней панели приборной доски.

Для растормаживания колес необходимо установить ручку крана стояночного торможения в первоначальное положение (вниз). При этом тормоза колес сообщаются со сливом в основной гидробак.

#### **4.6. Система поворота колеса передней опоры шасси**

Система управления поворотом колеса передней опоры шасси обеспечивает управление передним колесом при движении самолета по аэродрому. Она позволяет управлять передним колесом в рулежном, взлетно-посадочном режимах управления, а при отказе того и другого режимов обеспечивает управление в режиме самоориентирования.

*Взлетно-посадочное управление* позволяет отклонить колесо от нейтрального положения на небольшие углы ( $\pm 4^{\circ}30' \pm 1^{\circ}30'$ ) и применяется для выдерживания направления движения при взлете, посадке или на прямолинейных участках движения самолета по аэродрому.

*Рулежное управление* используется для повышения маневренных качеств самолета при движении по аэродрому, так как позволяет отклонять колесо от нейтрального положения на углы значительно большие, чем при взлетно-посадочном управлении ( $\pm 50^{\circ}$ ).

*Режим самоориентирования* используется при отказе системы управления поворотом переднего колеса или отсутствии давления рабочей жидкости в основной гидросистеме. При данном режиме управления колесо может отклониться во всем диапазоне рабочих углов ( $\pm 50^{\circ}$ ).

##### **4.6.1. Устройство и размещение агрегатов**

Система управления поворотом колеса передней опоры шасси включает в себя (рис.4.7):

- электрогидравлический кран ГА-184;
- концевые выключатели;
- гидроусилитель (бустер);
- электромагнитную муфту;
- механическую проводку;
- пружинную тягу.

*Электрогидравлический кран ГА-184* предназначен для управления подачей рабочей жидкости из основной гидросистемы к управляющему золотнику гидроцилиндра поворота переднего ко-

леса. Кран установлен в кабине экипажа под крышкой переднего пульта.

*Концевые выключатели.* В системе установлено их два: один на передней опоре шасси, выключающий систему (обесточивающий электрогидравлический кран ГА-184) после отрыва переднего колеса от ВПП при взлете и включающий ее при опускании переднего колеса на ВПП после посадки, второй – на кронштейне педалей ножного управления правого летчика, который служит для включения взлетно-посадочного (ножного) режима управления при нейтральном положении педалей (РН).

*Гидроусилитель (бустер)* поворота переднего колеса предназначен для непосредственного отклонения переднего колеса. Установлен на передней опоре шасси.

*Предохранительные клапаны* служат для предохранения системы от повышения давления выше допустимой величины, определяемой затяжкой пружины, при воздействии на колесо боковых ударов.

*Обратные клапаны* одновременно выполняют функции дросселей, которые обеспечивают плавное перемещение переднего колеса при поворотах за счет уменьшения расхода жидкости, вытесняемой при перемещении корпуса гидроусилителя из соответствующей полости.

Кроме того, установка дросселей обеспечивает демпфирование боковых колебаний при использовании системы в режиме самоориентирования (гашения колебаний типа "шимми").

Предохранительные и обратные клапаны установлены в гидроусилителе.

*Электромагнитная муфта* предназначена для жесткого соединения механической проводки, идущей от педалей, с проводкой рулежного управления. Такое соединение позволяет использовать проводку рулежного управления для воздействия на управляющий золотник гидроусилителя, перемещением педалей управления рулем направления.

Муфта установлена в передней части фюзеляжа под полом правого летчика.

*Механическая проводка* предназначена для передачи управляющего воздействия на золотник гидроусилителя при ручном или взлетно-посадочном управлении.

*Пружинная тяга* предназначена для обеспечения работоспособности системы управления рулем направления в случае заеда-

ния механической проводки управляющего золотника гидроусилителя. Тяга установлена в передней части фюзеляжа под полом правого летчика.

#### 4.6.2. Органы управления, индикации и сигнализации

К органам управления и сигнализации относятся:

-АЗСы **ШАССИ**, **ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ПЛАНЕР** служат для защиты сети от перегрузки и короткого замыкания. Они установлены на верхнем щитке ;

- переключатель **УПРАВЛЕНИЕ ПЕРЕДНИМ КОЛЕСОМ** служит для дистанционного управления электромагнитным краном ГА-184 и электромагнитной муфтой (только при включении ножного управления) и имеет положения:

\* **НОЖНОЕ**;

\* **ОТКЛ.**;

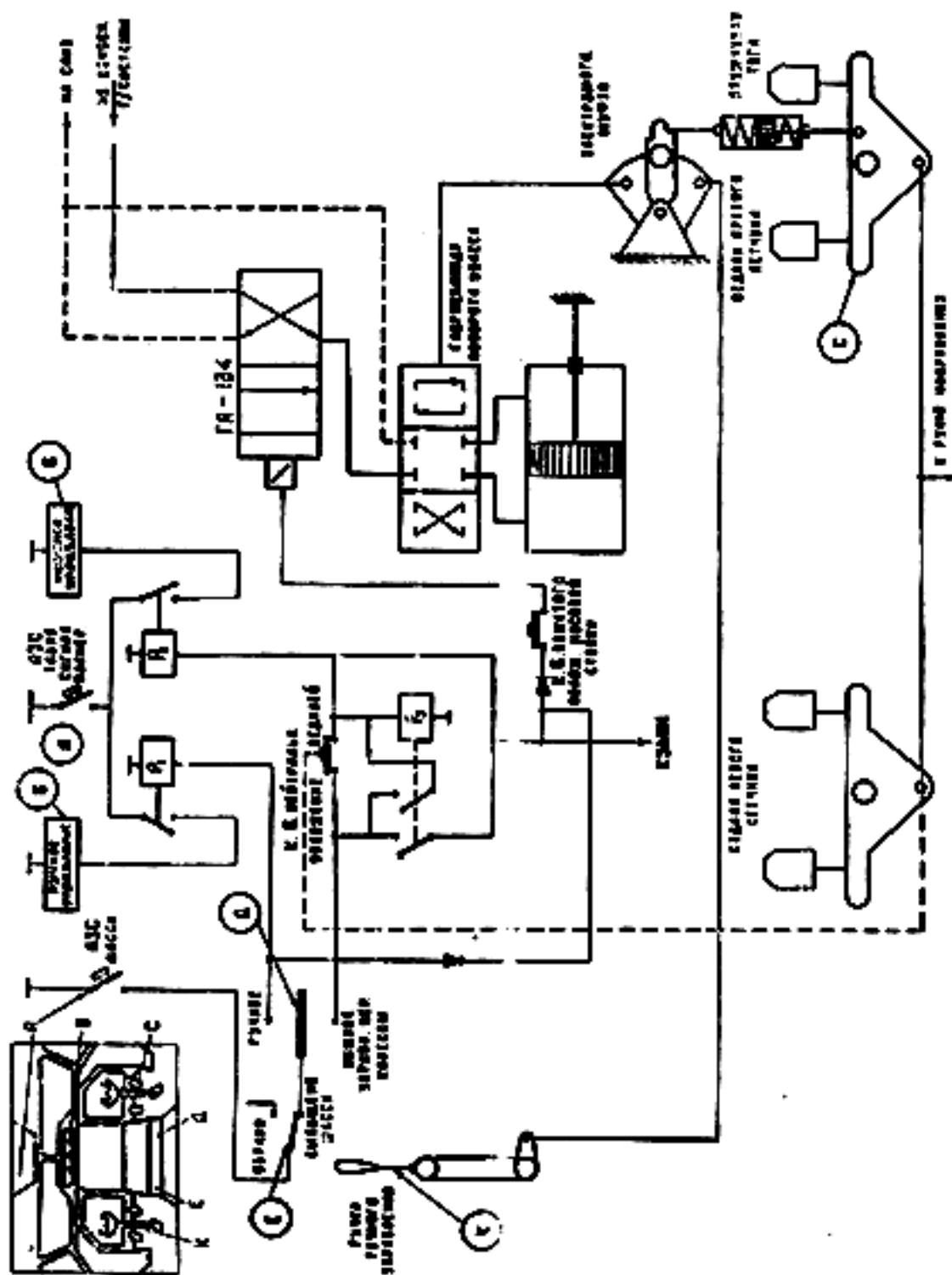
\* **РУЧНОЕ**.

Установлен на центральном (среднем) пульте;

- рукоятка рулежного управления – предназначена для перемещения управляющего золотника гидроусилителя при ручном управлении передним колесом. Она размещена на штурвальной колонке левого летчика и связана с управляющим золотником гидроусилителя механической проводкой;

- педали взлетно-посадочного управления – предназначены для перемещения управляющего золотника гидроусилителя при ножном управлении передним колесом, одновременно они служат и для управления РН. Педали связаны с управляющим золотником гидроусилителя с помощью механической проводки через электромагнитную муфту и пружинную тягу;

- сигнальные табло **РУЧНОЕ УПРАВЛ.** желтого цвета и **НОЖНОЕ УПРАВЛ.** зеленого цвета – служат для контроля за включением рулежного или взлетно-посадочного режимов управления. Однако табло **НОЖНОЕ УПРАВЛ.** будет гореть только в том случае, если переключатель управления передним колесом установить в положение **НОЖНОЕ**, а переключатель управления уборкой-выпуском шасси будет находиться в положении **ВЫПУЩЕНО**, причем загорание табло произойдет только при нейтральном положении педалей;





#### 4.6.3. Работа системы поворота колеса передней опоры шасси

*Рулежный режим.* Для включения рулежного режима (рис.4.7) управления необходимо включить **АЗС ШАССИ, ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ЭЛЕКТРО** и переключатель **УПРАВЛЕНИЕ ПЕРЕДНИМ КОЛЕСОМ НОЖНОЕ-РУЧНОЕ** установить в положение **РУЧНОЕ**. При этом переключатель **ШАССИ УБРАНО-ВЫПУЩЕНО** должен находиться в положении **ВЫПУЩЕНО**. Питание через концевой выключатель **ЗЕМЛЯ-ВОЗДУХ** при обжатом амортизаторе передней опоры шасси подводится к электрогидравлическому крану ГА-184, который срабатывает и пропускает рабочую жидкость под высоким давлением из основной гидросистемы к управляющему золотнику гидроусилителя. Одновременно загорается желтое сигнальное табло **РУЧНОЕ УПРАВЛ.** При отклонении рукоятки ручного управления от нейтрального положения управляющий золотник отклонится и пропустит рабочую жидкость под высоким давлением в одну из полостей гидроусилителя, соединив другую полость со сливом. Колесо будет поворачиваться на угол, пропорциональный отклонению рукоятки за счет действия обратной связи. Максимальный угол поворота колеса при этом ограничивается ходом корпуса гидроусилителя относительно его неподвижного поршня.

*Взлетно-посадочный режим.* Для включения взлетно-посадочного режима (рис.4.7) управления необходимо включить **АЗС ШАССИ, ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ЭЛЕКТРО** и переключатель **УПРАВЛЕНИЕ ПЕРЕДНИМ КОЛЕСОМ НОЖНОЕ-РУЧНОЕ** установить в положение **НОЖНОЕ**. При этом переключатель **ШАССИ УБРАНО-ВЫПУЩЕНО** должен находиться в положении **ВЫПУЩЕНО**. Питание через концевой выключатель **ЗЕМЛЯ-ВОЗДУХ** при обжатом амортизаторе передней опоры шасси подводится к электрогидравлическому крану ГА-184, который срабатывает и пропускает рабочую жидкость под высоким давлением к управляющему золотнику гидроусилителя. Одновременно через замкнутые контакты концевой выключателя (при нейтральном положении педалей) питание подводится к электрогидравлической муфте, загорается зеленое табло **НОЖНОЕ УПРАВЛ.** При отклонении педалей управления РН, от нейтрального положения движение через механическую проводку системы управления РН передается на управляющий золотник гидроусилителя. Далее система работает как при рулежном режиме. Макси-

мальный угол поворота колеса ограничен ходом (перемещением) педалей, т.е. максимальному перемещению педалей соответствует такой максимальный ход управляющего золотника, при котором колесо повернется на угол  $\pm 4^{\circ}30' \pm 1^{\circ}30'$ .

После отрыва переднего колеса при взлете концевой выключатель **ЗЕМЛЯ-ВОЗДУХ** разорвет электрическую цепь на электрогидравлический кран ГА-184, который, сработав, сообщит обе полости гидроусилителя со сливом, а центрирующий механизм устанавливает переднее колесо в нейтральное положение (если оно к этому моменту оставалось отклоненным). При перемещении переднего колеса в нейтральное положение усилие от опоры будет передаваться на корпус гидроусилителя, и он начнет перемещаться, вытесняя масло из полости, объем которой уменьшается, в полость, объем которой увеличивается, через дроссели и среднюю проточку золотника. Управляющий золотник будет перемещаться вместе с корпусом гидроусилителя. Так будет происходить до тех пор, пока переднее колесо не займет нейтральное положение (корпус гидроусилителя займет среднее положение относительно неподвижного поршня).

*Режим самоориентирования.* При установке переключателя **УПРАВЛЕНИЕ ПЕРЕДНИМ КОЛЕСОМ НОЖНОЕ-РУЧНОЕ** в нейтральное положение, или при отказе крана ГА-184, переднее колесо будет находиться в режиме самоориентирования (рис.4.7). В данном случае управление передним колесом возможно с применением раздельного торможения колес шасси или несимметричной тяги двигателей.

При этом усилие на корпус гидроусилителя будет передаваться от переднего колеса через систему рычагов, валов и качалок, стараясь переместить корпус гидроусилителя относительно неподвижного поршня в ту или другую сторону. Рабочая жидкость, вытесняется из полости, объем которой уменьшается, в полость, объем которой увеличивается, через дроссели в обратных клапанах и через центральную расточку управляющего золотника. Колесо будет поворачиваться до тех пор, пока на него действует сила, заставляющая отклоняться от нейтрального положения.

В режиме самоориентирования максимальный угол поворота составляет  $\pm 50^{\circ}$  и ограничивается ходом корпуса гидроусилителя относительно неподвижного поршня.

## 4.7. Эксплуатация шасси и его систем

### 4.7.1. Внешний осмотр

При внешнем осмотре убедиться, что:

- части опор шасси надежно закреплены между собой, также осмотреть узлы навески шасси к планеру (состояние болтов, гаек, их контровка);
- отсутствует подтекание АМГ-10 по планеру самолета;
- состояние пневматиков колес соответствуют ТУ (нет разрушения бортовой части у реборды, разрыв каркаса, вздутие в любой части, повреждение нитей корда в каркасе, механические повреждения, местные истирания резинового слоя протектора до появления тканевого корда);
- выход зеркала штока амортизатора:
  - \* основных опор: **77...125 мм**;
  - \* передней опоры: **41...70 мм**;
- обжатие пневматиков:
  - \* основных опор: **53 мм**;
  - \* передней опоры: **42 мм**;
- износ тормозных дисков колес основных опор в норме (при обжатом тормозе должен быть виден механический указатель);
- не имеют повреждений створки ниш опор шасси, проводки их управления;
- нет повреждений механических указателей и проводки управления ими (на механических указателях выпущенного положения основных опор видны три красные и три белые полосы);
- электропроводка датчиков юза УА-27(УА-28) не имеет повреждений.

### 4.7.2. Подготовка кабины, проверка работоспособности и управление системами шасси

*Перед запуском двигателей:*

- проверить заправку гидробака аварийной гидросистемы по наличию масла в мерном окне (при необходимости дозаправить нажатием и отпусканием тормозных педалей);
- проверить исходное положение АЗС и органов управления:
  - \* на верхнем щитке все выключено;
  - \* на механическом указателе положения передней опоры шасси видны две красные и две белые полосы (центральный пульт);
  - \* переключатель управления уборкой и выпуском шасси **ШАССИ УБРАНО-ВЫПУЩЕНО** установлен в положение **ВЫПУЩЕНО** и законтрен предохранительным колпачком;

- \* переключатель **УПРАВЛЕНИЕ ПЕРЕДНИМ КОЛЕСОМ «НОЖНОЕ-РУЧНОЕ»** установлен в нейтральное положение;
- \* выключатель **ПРОТИВОЮЗ** – выключен;
- \* рукоятка **АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ** находится в верхнем положении и законтрена;
- установить самолет на стояночный тормоз, (переводом рукоятки крана **СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ** в положение **STOP**) и создать ручным насосом давление в системе **50 кгс/см<sup>2</sup>**, контроль по указателю манометра **МА-100**;
- включить **АЗСЫ АККУМ. I, II; ПРЕОБР. 36V I, II; ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ДВИГ. ЛЕВ(ПРАВ), ПЛАНЕР, ЭЛЕКТРО, ШАССИ, ЗАКРЫЛКИ, ИНТЕРЦЕПТОРЫ**;
- поочередно нажать на кнопки **ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ДВИГ. ЛЕВ (ПРАВ), ПЛАНЕР, ЭЛЕКТРО** на левом пульте и убедиться в том, что загораются все табло в секциях блока;
- нажатием на кнопку контроля убедиться в загорании всех ламп на **СПШ**;
- отпустить кнопку контроля и убедиться, что на **СПШ** горят три зеленые сигнальные лампы;
- проконтролировать давление в основной гидросистеме по указателю манометра **МАГИСТРАЛЬ-АККУМ.ТОРМ** (если более **100 кгс/см<sup>2</sup>**, путем выпуска и уборки закрылков сбавить давление до указанного значения);

*При запуске двигателей.*

- контролировать рост давления по указателям манометра **МАГИСТРАЛЬ-АККУМ. ТОРМ.** до **150 кг/см<sup>2</sup>** за время не более **60 с**;

*После запуска*

- проверить исправность работы тормозов, для чего нажать на тормозные педали левому летчику и убедиться, что давление в тормозах по двухстрелочному указателю манометра **МА-60** возрастает, а после отпускания тормозных педалей давление падает до нуля, затем аналогичную проверку должен сделать правый летчик;

*При подготовке к вырубиванию:*

- проверить давление в гидроаккумуляторе тормозов, которое должно быть **150 кгс/см<sup>2</sup>**;
- установить переключатель **УПРАВЛЕНИЕ ПЕРЕДНИМ КОЛЕСОМ «НОЖНОЕ-РУЧНОЕ»** в положение **РУЧНОЕ**;
- убедиться, что загорелось желтое табло **РУЧНОЕ УПРАВЛ.**;
- выключатель **ПРОТИВОЮЗ** перевести в положение **ВКЛ.**;
- снять самолет со стояночного тормоза, для чего ручку **СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ** перевести из положения **STOP** в крайнее нижнее и убедиться по указателю манометра **МА-100**, что давление в тормозах снизилось до нуля.

### *На рулении:*

- с началом движения самолета опробовать работу тормозов левым и правым летчиком, для чего:
- \* левому летчику нажать на тормозные педали и убедиться, что самолет замедляет скорость движения (реагирует на торможение), и давление в тормозах возрастает;
- \* отпустить тормозные педали и убедиться, что давление в тормозах падает до нуля, а скорость движения самолета возрастает;
- \* правому летчику опробовать тормоза аналогично;

#### **ПРИМЕЧАНИЯ:**

1. Если при опробовании тормозов окажется торможение одного из колес неэффективным, то немедленно выключить двигатели, затормозить самолет аварийно и выяснить причину.

2. Взлет с неисправными тормозами не допускается.

- проверить работу системы управления передним колесом от рукоятки ручного управления на левой штурвальной колонке;

#### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

Управление передним колесом осуществляется плавным перемещением рычага, т.к. быстрое перемещение рычага приводит к несоразмерному увеличению усилия на рукоятке.

- после выруливания на исполнительный старт перед остановкой самолета перейти на взлетно-посадочный режим управления, для чего:

- \* переключатель **УПРАВЛЕНИЕ ПЕРЕДНИМ КОЛЕСОМ «НОЖНОЕ-РУЧНОЕ»** перевести из положения **РУЧНОЕ** в положение **НОЖНОЕ**;
- \* убедиться, что желтое табло **РУЧНОЕ УПРАВЛ.** погасло, а зеленое **НОЖНОЕ УПРАВЛ.** загорелось;

#### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

Если после установки переключателя **УПРАВЛЕНИЕ ПЕРЕДНИМ КОЛЕСОМ «НОЖНОЕ-РУЧНОЕ»** в положение **НОЖНОЕ** зеленое табло **НОЖНОЕ УПРАВЛ.** не загорелось, что говорит о невключении электромагнитной муфты, а значит и взлетно-посадочного режима, то перемещением педалей необходимо добиться данного режима.

- прорулить незначительное расстояние (**5...10 м**) по прямой, чтобы убедиться, что самолет слушается педалей (движется в прямом направлении без стремления к развороту);

#### **ПРИМЕЧАНИЯ:**

1. Максимально допустимая скорость руления не установлена. Она определяется требованиями движения на данном аэродроме.



2. При рулении с заправленными концевыми баками избегать руления по неровностям. При необходимости руления по неровностям следует уменьшить скорость руления до минимально возможной.

3. Минимальный радиус разворота самолета при рулежном режиме, когда переднее колесо отклонено на  $45^\circ$ , составляет **5,4 м** для колес и **13,6 м** – для крыла.

4. Для разворота на  $180^\circ$  с подтормаживанием требуется полоса шириной не менее **28 м** для крыла и **12 м** для шасси.

#### *На взлете:*

- на исполнительном старте затормозить колеса и удерживать самолет на тормозах, одновременно повысить мощность двигателей до уровня, при котором самолет при помощи тормозов при данном состоянии поверхности ВПП можно удерживать на месте;
- растормозив колеса, начать разбег, одновременно повысить режим работы двигателей до взлетного режима;
- направление разбега выдерживать перемещением педалей;
- после отрыва от ВПП на высоте **2...5 м** перед уборкой шасси кратковременным нажатием на тормозные педали затормозить колеса и убрать шасси для чего:

\* переключатель **ШАССИ** перевести в положение **УБРАНО**;

\* убедиться, что на СПШ гаснут зеленые и загораются красные лампочки, а через **12 с** тоже гаснут;

\* убедиться, что зеленое табло **НОЖНОЕ УПРАВЛЕНИЕ** гаснет;

#### **ПРИМЕЧАНИЯ:**

1. При прерванном взлете тормоза используются для парирования стремления самолета к развороту.

2. Интенсивность торможения увеличивается после выпуска интерцепторов.

3. Выдерживание направления на разбеге производить отклонением педалей.

4. После установки переключателя **ШАССИ УБРАНО-ВЫПУЩЕНО** в положение **ВЫПУЩЕНО** проверить включение ножного управления передним колесом (по загоранию зеленого табло **НОЖНОЕ УПРАВЛ.**).

#### *Перед снижением:*

- убедиться, что выключатель **ПРОТИВОУЗ** включен;
- убедиться, что переключатель **УПРАВЛЕНИЕ ПЕРЕДНИМ КОЛЕСОМ «НОЖНОЕ-РУЧНОЕ»** находится в положении **НОЖНОЕ**;

#### *При заходе на посадку:*

- к концу снижения до высоты круга погасить скорость по прибору до **250 км/ч**;



- после траверса ДПРМ (а при заходе с прямой на удалении **8...14км**) выпустить шасси, для чего:

\* снять предохранительный колпачок и переместить переключатель управления шасси в положение **ВЫПУЩЕНО**, при этом загораются красные сигнальные лампы на СПШ, что свидетельствует об открытии замков убранного положения стоек шасси. Не более чем через **12 с** должны погаснуть красные и загореться зеленые сигнальные лампы на сигнализаторе положения шасси, что свидетельствует о фиксации опор шасси в выпущенном положении. После этого установить на переключатель управления шасси предохранительный колпачок;

\* убедиться, что загорелось зеленое табло **НОЖНОЕ УПРАВЛЕНИЕ**;

- уменьшить приборную скорость до **200 км/ч**;

**ПРИМЕЧАНИЕ.**

Разрешается выпуск шасси при экстренном снижении с целью увеличения вертикальной скорости снижения. При этом перед выпуском шасси необходимо уменьшить приборную скорость до 250 км/ч.

*При уходе на второй круг с двумя работающими двигателями с высоты более **60 м**; закрылки **18°**, шасси выпущено.*

Уход на второй круг с двумя работающими двигателями разрешается производить с высоты не менее **30 м**, для чего:

- увеличить режим работы двигателей плавным перемещением РУД из положения полетного малого газа в положение максимального взлетного;
- после выхода двигателей на взлетный режим убрать шасси и перевести самолет в набор высоты.

*При уходе на второй круг с двумя работающими двигателями с высоты не менее **60 м**; закрылки **42°**, шасси выпущено:*

- увеличить режим работы двигателей плавным перемещением РУД из положения полетного малого газа в положение максимального взлетного;
- одновременно с нарастанием мощности двигателей плавно перевести самолет в набор высоты на скорости **155 км/ч**;
- убрать шасси;

*При уходе на второй круг с одним работающим двигателем.*

Уход на второй круг с одним работающим двигателем (воздушный винт отказавшего двигателя во флюгерном положении) и закрылками, отклоненными на **18°**, можно произвести безопасно с высоты более **60 м**, при этом:

- продолжая снижение по глиссаде, работающему двигателю установить максимальный взлетный режим;

- убрать шасси;
- перевести самолет в набор высоты, выдерживая скорость **155 м/ч**. В случае необходимости применить чрезвычайный режим;

*На пробеге:*

- после опускания передней опоры шасси полностью обжать тормоза и погасить скорость движения самолета до необходимой.
- направление пробега выдерживать отклонением переднего колеса. Стремление самолета к развороту парировать управлением переднего колеса;
- по окончанию пробега перейти на ручное управление;

*После заруливания на стоянку:*

- установить самолет на стояночный тормоз, создав давление в тормозах ручным насосом **25<sup>+5</sup> кгс/см<sup>2</sup>**;
- переключатель **УПРАВЛЕНИЕ ПЕРЕДНИМ КОЛЕСОМ «НОЖНОЕ-РУЧНОЕ»** установить в нейтральное положение и убедиться, что зеленое табло **НОЖНОЕ УПРАВЛ.** погасло.
- выключатель **ПРОТИВОЮЗ** - перевести в положение **ВЫКЛ.**

#### **4.8. Действия экипажа при отказах и неисправностях шасси и его систем в полете**

##### **4.8.1. Повышенное давление зарядки газовой камеры амортизатора**

###### **ПРИЗНАКИ:**

- стояночное обжатие амортизатора ниже нормы. (Выход зеркала штока амортизатора основной опоры шасси больше **77...125мм**, а амортизатора передней опоры больше **41...70 мм**).

###### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

- добиться приведения зарядки амортизатора к норме.

###### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

При давлении зарядки амортизатора выше нормы уменьшается его стояночное обжатие (увеличивается видимая часть штока) при минимальной массе самолета и может даже стать равным нулю. Малое значение стояночного обжатия может привести к жестким ударам штока в нижнюю упорную буксу при колебаниях самолета, возникающих в процессе движения по неровностям ВПП. При большой скорости движения, когда имеется значительная подъемная сила, амортизатор будет не обжат. Амортизация ударов при движении по неровностям будет происходить за счет обжатия пневматика, жесткость амортизатора станет равной жесткости пневматика. Частота колебаний самолета на амортизации возрастает и может совпасть с собственными колебаниями крыла и фюзеляжа.

#### **4.8.2. Пониженное давление зарядки газовой камеры амортизатора**

##### **ПРИЗНАКИ:**

- стояночное обжатие выше нормы (выход зеркала штока амортизатора основной опоры шасси меньше **77...125 мм**, а передней опоры меньше **41...70 мм**).

##### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

- добиться приведения зарядки амортизатора к норме.

##### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

При давлении зарядки амортизатора ниже нормы увеличивается стояночное обжатие (уменьшается видимая часть зеркала штока) и при максимальной массе самолета может стать равным нулю. Уменьшение запаса хода штока увеличит нагрузки, действующие на шасси при движении по неровностям, и может даже привести к обжатию амортизатора до упора (появление жестких ударов).

#### **4.8.3. Повышенное или пониженное давление воздуха в пневматиках**

##### **ПРИЗНАКИ:**

- стояночное обжатие пневматика выходит за пределы: - **53 мм** — для пневматиков основных опор шасси; - **42 мм** — для пневматика передней опоры шасси.

##### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

- добиться приведения зарядки пневматика к норме.

##### **ПРИМЕЧАНИЯ:**

1. Недостаточное давление в пневматиках приводит их к чрезмерному обжатию во время посадки и руления самолета, повреждению камеры и бортов покрышки. Поэтому эксплуатация пневматиков с меньшим давлением не допустима, а давление зарядки дается только с плюсовым допуском.

2. Повышенное давление в пневматиках уменьшает амортизационные свойства пневматиков, приводит к увеличению напряжений в нитях каркаса и облегчает их разрыв при наезде колеса на выступы ВПП, т.е. увеличивает вероятность механического разрушения пневматика.

#### **4.8.4. Отказ концевого выключателя блокировки уборки шасси на земле (не срабатывает после отрыва носового колеса от ВПП)**

##### **ПРИЗНАКИ:**

- не гаснут зеленые сигнальные лампы на сигнализаторе положения шасси при установке переключателя **ШАССИ УБРАНО-ВЫПУЩЕНО** в положение **УБРАНО**.

##### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Установить переключатель управления шасси в положение **ВЫПУЩЕНО**;

2. Убедиться по СПШ и механическим указателям, что шасси выпущено, при этом должны гореть зеленые сигнальные лампы СПШ и на механических указателях видны три красных полосы (для основных опор) и две красных полосы (для передней опоры);

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.**

В полете с выпущенными шасси не превышать приборную скорость более **250 км/ч.**

3. Доложить РП об отказе;

4. Принять решение о продолжении выполнения задания или о выполнении посадки на ближайшем аэродроме.

**ПРИМЕЧАНИЯ:**

1. В случае принятия решения о продолжении выполнения задания необходимо учитывать, что расход топлива при полете с выпущенными шасси увеличивается на **25%** по сравнению с полетом при убранном шасси.

2. Часовой расход топлива при полете с двумя работающими двигателями и убранном шасси в условиях МСА для режимов и эшелонов полета приведен в таблице 4.1.

Таблица 4.1

Часовой расход топлива, кг/ч			Масса самолета равна 6000 кг	
Высота, м	ЭР	0,8 М <sub>кр</sub>	0,9 М <sub>кр</sub>	М <sub>кр</sub>
1800	280	327	364	388
2400	267	317	349	370
3000	259	305	336	360
3600	250	294	318	345
4200	242	284	304	330

**4.8.5. Непостановка (одной, двух или трех) опор шасси на замки убранного положения**

**ПРИЗНАКИ:**

- не погасла одна (две или три) красная сигнальная лампа на СПШ после постановки переключателя управления шасси в положение **УБРАНО.**

**ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Установить переключатель управления шасси в положение **ВЫПУЩЕНО** и проконтролировать по СПШ и механическим указателям, что опоры шасси встали на замки выпущенного положения.

2. Вновь убрать шасси, если красная лампа (или лампы) не погасла, то выпустить шасси, как указано в п.1.

3. Доложить РП об отказе.

4. Принять решение о продолжении выполнения полетного задания или о посадке на ближайшем аэродроме.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.**

Запрещается выполнение полета с шасси, удерживаемым в убранном положении давлением рабочей жидкости (не ставшим на замки убранного положения).

#### **4.8.6. Непостановка (одной, двух или трех) опор шасси на замки выпущенного положения**

##### **ПРИЗНАКИ:**

- не загорелась одна (две или три) зеленая сигнальная лампа на СПШ через **12 с** после постановки переключателя управления шасси в положение **ВЫПУЩЕНО**.

##### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Установить переключатель управления шасси в положение **УБРАНО** и проконтролировать по СПШ и механическим указателям, что опоры встали на замки убранного положения.

2. Повторить выпуск шасси.

Если признак повторился, то:

- проконтролировать положение опор по механическим указателям;

- установить переключатель управления шасси в положение **ВЫПУЩЕНО**;

- выключить **АЗС ШАССИ**;

- выпуск шасси осуществить от аварийной гидросистемы, для чего кран **АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ** установить в нижнее положение и ручным насосом создать давление в аварийной гидросистеме. Для выпуска шасси необходимо сделать примерно **12** качков (двойных движений) ручным насосом.

Контроль такой же, как и при выпуске от основной гидросистемы (по СПШ и механическим указателям).

##### **ПРИМЕЧАНИЯ:**

Если при аварийном выпуске зеленые лампы по СПШ не загораются, то:

1. Проверить положение стоек шасси по механическим указателям. (На указателе передней опоры должны быть видны **2** красные полосы, а основных опор - **3** красные полосы).

2. Если механические указатели показывают выпущенное положение стоек шасси, то следует выполнить нормальную посадку.

3. Если механические указатели не показывают, что опоры шасси выпущены, необходимо произвести посадку с убраным шасси (см. Памятку экипажу по действиям в особых случаях в полете – «Посадка с неисправным шасси»).

#### **4.8.7. Отказ системы основного торможения**

##### **ПРИЗНАКИ:**

- при нажатии на тормозные педали нет уменьшения скорости движения самолета.

- отсутствует показание давления на указателе  
**МАГИСТРАЛЬ-АККУМ. ТОРМ;**

- при нажатии на тормозные педали не растет давление в тормозах колес (по указателю).

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Установить ручку **СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ** в положение **STOP** (вверх);

2. Ручным насосом создать необходимое давление в тормозах, но не более **48 кгс/см<sup>2</sup>**;

3. После снижения скорости до нужного значения перевести ручку **СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ** в исходное (нижнее) положение и убедиться, что давление в тормозах упало до нуля;

4. Направление движения самолета выдерживать путем поворота колеса носовой стойки, а при необходимости и реверсированием двигателей.

#### **4.8.8. Отказ противоюзного устройства одного тормоза на пробеге**

##### **ПРИЗНАКИ:**

- не горит одно из двух зеленых табло **ОТТОРМ.ЛЕВ.** или **ОТТОРМ.ПРАВ.** в процессе торможения в момент возникновения юза;

- постоянно горит табло **ОТТОРМ.ЛЕВ.** или **ОТТОРМ.ПРАВ.** на пробеге;

- в процессе торможения появляется разворачивающий момент.

##### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Разворачивающий момент парировать отклонением носового колеса.

2. Переключатель **ПРОТИВОЮЗ** установить в положение **ВЫКЛЮЧЕНО.**

3. Перейти на импульсное торможение.

#### **4.8.9. Срабатывание противоюзного устройства в момент за тормаживания колес перед уборкой шасси**

##### **ПРИЗНАКИ:**

- загорание табло **ОТТОРМ.ЛЕВ.(ОТТОРМ.ПРАВ.)** после уборки шасси на взлете.

##### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Никакие меры не принимать. Сигнализация погаснет при касании колес ВПП.



#### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

Если после касания колес о ВПП сигнализация не погаснет, то необходимо действовать как при отказе противоюзового устройства одного тормоза на пробеге.

#### **4.8.10. Частичное затормаживание одного колеса на разбеге**

##### **ПРИЗНАКИ:**

- наличие постоянного разворачивающего момента в одну сторону, который несколько уменьшается с увеличением скорости;
- уменьшение темпа разгона;
- наличие давления в тормозе одного колеса на двухстрелочном манометре.

##### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

При появлении признаков отказа до скорости принятия решения  $V_1$  взлет прекратить.

При появлении признаков отказа после скорости принятия решения  $V_1$ :

1. Взлет продолжать, учитывая, что усилия на штурвальной колонке по тангажу для подъема переднего колеса и отрыва самолета и потребный расход руля высоты заметно больше, чем при нормальном взлете.
2. Набор высоты круга производить с выпущенными шасси с целью охлаждения заторможенного колеса.
3. Доложить РП о принятом решении.
4. В случае выполнения посадки на аэродром вылета полет по кругу выполнять с выпущенными шасси. Посадку выполнять в соответствии с рекомендациями Руководства по летной эксплуатации. Быть готовым к парированию возмущающего момента, который возникнет в момент касания. При посадке с боковым ветром по возможности выполнять ее с посадочным курсом, обеспечивающим наличие заторможенного колеса с подветренной стороны;
5. В случае продолжения полета по заданию через **5...10 мин** после взлета убрать шасси.

#### **4.8.11. Отказ рулежного и взлетно-посадочного управления поворотом колеса носовой опоры шасси**

##### **ПРИЗНАКИ:**

- самолет не реагирует на отклонение педалей (рукоятку ручного управления).

- давление в основной гидросистеме (по манометру **МАГИСТРАЛЬ** значительно снизилось при включенном рулежном и взлетно-посадочном управлении).

**ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

а) Если отказ произошел на рулении:

1. Установить переключатель **УПРАВЛЕНИЕ ПЕРЕДНИМ КОЛЕСОМ «НОЖНОЕ-РУЧНОЕ»** в нейтральное положение.

2. Убедиться в том, что не горит сигнальное табло **РУЧНОЕ УПРАВЛ. (НОЖНОЕ-УПРАВЛ.)**.

3. Зарулить на стоянку (используя раздельное торможение колес) для устранения отказа.

б) Если отказ произошел на разбеге (до отрыва от ВПП носового колеса):

1. Взлет прекратить.

2. Перейти на режим самоориентирования.

3. Зарулить на стоянку для устранения отказа.

в) Если отказ обнаружен на разбеге (после отрыва от ВПП носового колеса):

1. Взлет продолжить, переключатель **УПРАВЛЕНИЕ ПЕРЕДНИМ КОЛЕСОМ «НОЖНОЕ-РУЧНОЕ»** установить в нейтральное положение;

2. После посадки направление пробега выдерживать с использованием РН и раздельного торможения;

3. Зарулить на стоянку для устранения отказа.

**4.8.12. Попадание воздушной пробки в гидроусилитель (бустер)  
ПРИЗНАКИ:**

- боковые колебания передней стойки шасси при движении самолета.

**ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

а) Если отказ произошел на рулении или пробеге:

1. Перейти на режим самоориентирования.

2. Зарулить на стоянку для устранения отказа.

б) Если отказ произошел на взлете (до отрыва от ВПП передней опоры):

1. Взлет прекратить.

2. Перейти на режим самоориентирования;

3. Зарулить на стоянку для устранения отказа.

## ГЛАВА 5. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

### 5.1. Общая характеристика и основные данные систем

#### 5.1.1. Общая характеристика

На самолете в качестве систем управления применяются системы штурвального управления и системы управления механизацией крыла.

*а). Системы штурвального управления.*

Рулевыми поверхностями штурвального управления являются:

- в системе продольного управления – руль высоты;
- в системе путевого управления – руль направления;
- в системе поперечного управления – элероны.

Командными рычагами управления являются:

- штурвальная колонка, педали и штурвал, соответственно.

Управление во всех трех каналах ручное (прямое), неавтоматическое.

Проводка управления в системах управления рулем высоты и элеронами жесткая, а в системе управления рулем направления – тросовая.

Для снятия нагрузок на командных рычагах управления на всех рулевых поверхностях установлены триммеры:

- в канале продольного управления:  
по одному триммеру на каждой половине руля высоты;
- в канале путевого управления: один триммер на руле направления;
- в канале поперечного управления: один триммер на левом элероне.

Управление триммером руля высоты механическое, с помощью тросовой проводки от двух штурвальчиков, расположенных на передней части центрального пульта справа и слева.

Управление триммерами руля направления и элеронов электродистанционное с помощью электромеханизмов от переключателей, расположенных на центральном пульте.

*б) Системы управления механизацией крыла.*

Крыло самолета оборудовано следующей механизацией:

- двухщелевыми двухсекционными закрылками;
- двумя интерцепторами;
- двумя щитами АУК.

Управление механизацией крыла электродистанционное с использованием в качестве энергетической системы гидравлической системы самолета. Причем управление закрылками и интерцепторами ручное от соответствующих органов управления, а управление щитами АУК – автоматическое и связано с рабочим состоянием двигателя и условиями полета.

### 5.1.2. Основные данные систем управления

1. Максимальные углы отклонения рулевых поверхностей систем штурвального управления:

- Руль высоты

вверх .....  $30^{\circ} \pm 1^{\circ}$

вниз .....  $14^{\circ} \pm 1^{\circ}$

- Руль направления

вправо .....  $17^{\circ} +0^{\circ}$   
 $-30'$

влево .....  $17^{\circ} +0^{\circ}$   
 $-30'$

- Элероны

вверх .....  $27^{\circ} \pm 1^{\circ}$

вниз .....  $14^{\circ} \pm 1^{\circ}$

2. Максимальные углы отклонения триммеров:

- Триммер руля высоты

вверх .....  $10^{\circ} \pm 1^{\circ}$

вниз .....  $16^{\circ} \pm 1^{\circ}$

- Триммер руля направления

вправо .....  $10^{\circ} +0^{\circ}$   
 $-1^{\circ}$

влево .....  $10^{\circ} +0^{\circ}$   
 $-1^{\circ}$

- Триммер элеронов

вверх .....  $-20^{\circ} \pm 2^{\circ}$

вниз .....  $20^{\circ} \pm 2^{\circ}$

3. Углы отклонения элементов механизации крыла:

- Закрылки

взлетное положение .....  $18^{\circ}$

посадочное положение .....  $42^{\circ}$

для горизонтального полета .....  $0^{\circ}$

- Интерцепторы

убранное положение .....  $0^{\circ}$

выпущенное положение.....	72°30'±2°
- Щитки АУК	
убранное положение.....	0°
выпущенное.....	55°±2°

## 5.2. Системы управления рулями и элеронами: устройство органов управления, индикации, сигнализации, работа

### 5.2.1. Система продольного управления

Система продольного управления включает систему управления рулем высоты и систему управления триммерами руля высоты.

а) Система управления рулем высоты включает (рис.5.1):

- две штурвальные колонки;
- вал синхронизации;
- два упора;
- жесткую проводку управления;
- узел разветвления проводки.

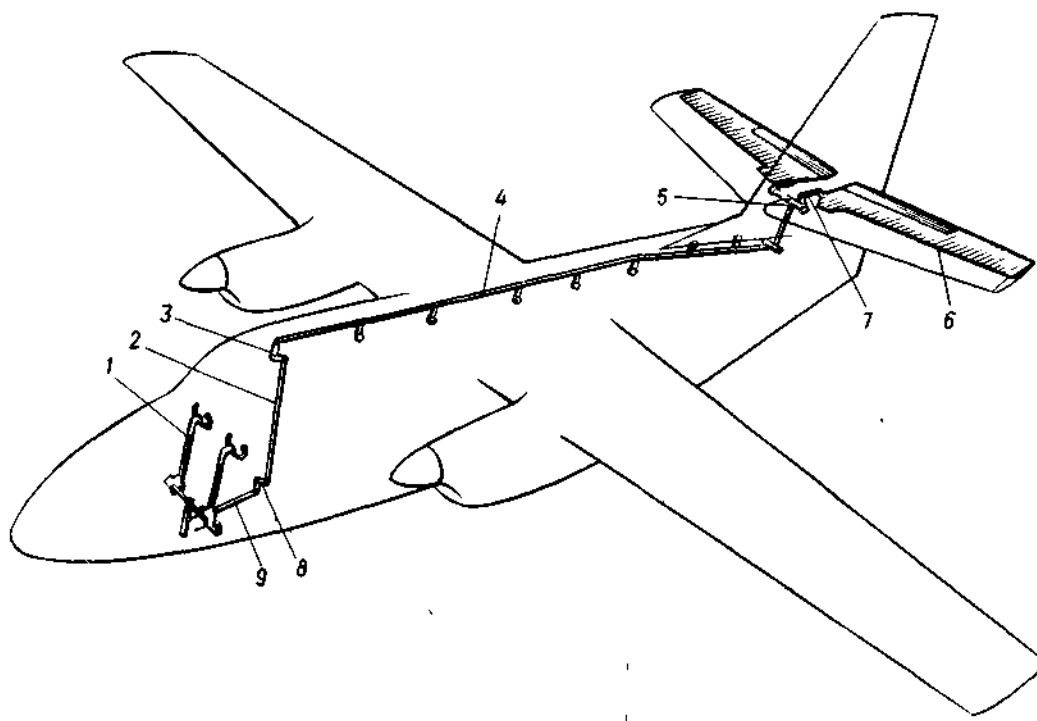


Рис.5.1. Система продольного управления.

1 – штурвальная колонка; 2,4,9 – тяги; 3 – поворотная качалка; 5 – узел разветвления проводки; 6 – руль высоты; 7 – регулируемая тяга; 8 – поворотная качалка.

*Штурвальные колонки* являются командными рычагами системы управления рулем высоты (КРУ). Штурвальные колонки вы-

полнены полыми для размещения внутри элементов и узлов системы управления элеронами и электрических жгутов других систем. Штурвальная колонка состоит из головки и трубы. В верхней части штурвальной колонки установлен рычаг (ручка).

*Вал синхронизации* обеспечивает синхронность управления рулем высоты от обеих штурвальных колонок через общую проводку. Вал синхронизации шарнирно подвешен к нижней части шпангоута №5а на четырех узлах и проворачивается относительно оси, проходящей параллельно оси симметрии самого вала. На валу синхронизации жестко закреплены обе штурвальные колонки (по концам вала) и рычаг крепления тяги РВ (в средней части вала).

*Упоры* ограничивают максимальное отклонение штурвальной колонки как вперед, так и назад. С упорами соприкасается рычаг вала синхронизации. Упоры представляют собой болты с обрезиненными головками. Задний упор имеет загрузочную пружину. Соприкосновение рычага вала синхронизации с задним упором происходит при отклонении руля высоты вниз на  $7^\circ$ . Для дальнейшего отклонения штурвальной колонки вниз необходимо приложить дополнительные усилия, определяемые пружиной упора (для предотвращения вывода самолета на недопустимые перегрузки).

*Жесткая проводка* управления соединяет штурвальные колонки с обеими половинами руля высоты и обеспечивает передачу усилий от штурвальных колонок на руль высоты. Включает в себя: тяги, качалки и три промежуточных вала (передний, верхний и задний). Промежуточные валы изменяют направление перемещения проводки (с горизонтального на вертикальное и наоборот). Проводка управления проходит под полом кабины экипажа до шпангоута №7, где поднимается вверх под потолок грузовой кабины и далее проходит до узла разветвления проводки.

*Узел разветвления проводки* обеспечивает управление обеими половинами руля высоты через одну проводку управления. Представляет собой шарнирно закрепленный вал с тремя жестко посаженными на нем рычагами. Средний рычаг шарнирно соединен с крайней тягой жесткой проводки управления. Два крайних рычага соединены через регулируемые тяги с кронштейнами левой и правой половинами руля высоты. Узел расположен на стенке шпангоута №25.



б) Система управления триммерами руля высоты включает (рис.5.2):

- два штурвальчика;
- тросовую проводку управления;
- два винтовых механизма;
- две двойных тяги.

*Штурвальчики* являются командными рычагами управления триммерами руля высоты. Штурвальчики жестко закреплены на валу синхронизации. Вал на подшипниках установлен в кронштейнах центрального пульта управления. На валу штурвальчиков жестко посажен барабан, на котором замыкается тросовая проводка. Штурвальчики расположены на центральном пульте слева и справа.

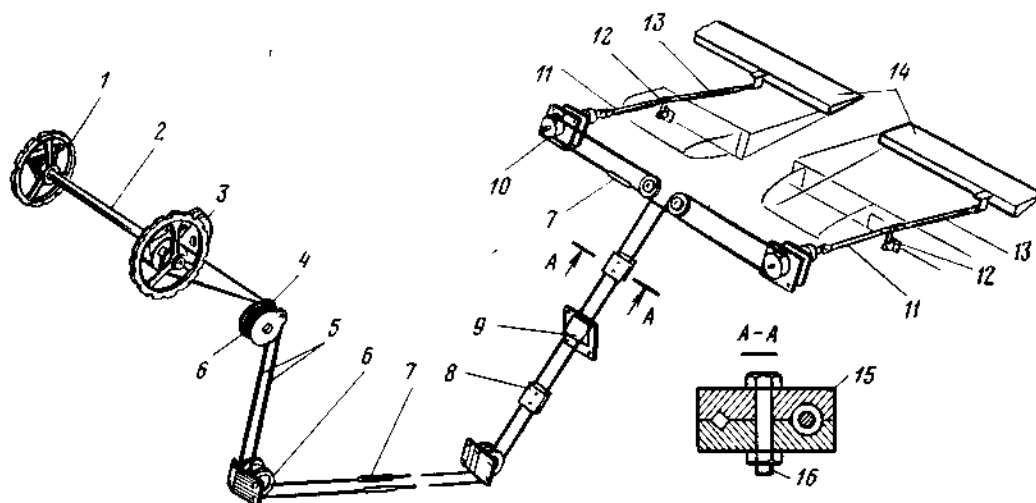


Рис. 5.2. Система управления триммером руля высоты.

1 – штурвальчик; 2 – вал штурвальчиков; 3 – механический указатель положения триммера; 4 – предохранитель тросов; 5 – тросы; 6 – ролики; 7 – тандренные соединения тросов; 8 – упор; 9 – направляющая тросов; 10 – винтовой механизм; 11 – тяга; 12 – поддерживающая качалка; 13 – тяга; 14 – триммер руля высоты; 15 – планка упора; 16 – стяжной болт с гайкой.

*Тросовая проводка управления* обеспечивает передачу движения от штурвальчиков к винтовым механизмам триммеров РВ. Тросовая проводка опускается от барабана на центральном пульте под пол кабины экипажа и далее проходит под полом кабины экипажа и грузовой кабины до **24** шпангоута, после чего поднимается вверх, к блоку из двух роликов. От блока роликов тросовая проводка расходится вправо и влево к винтовым механизмам. На тросовой проводке имеются упоры, ограничивающие отклонение триммеров. Эти упоры размещены по обе стороны от упорной поверхности. Упорная поверхность расположена в районе шпангоута **№24**.

*Винтовые механизмы*, обеспечивают отклонение триммеров при вращении своих барабанов. На барабане, установленном в корпусе на двух подшипниках замыкается тросовая проводка управления. Шток, ввернутый во внутреннюю резьбу барабана, совершает поступательное движение. Шток шарнирно соединен с двойной тягой. Винтовые механизмы расположены на заднем лонжероне стабилизатора.

*Двойные тяги* непосредственно передают движение от штоков винтовых механизмов к триммерам РВ. Для исключения влияния РВ на триммер, точка излома двойных тяг расположена на оси вращения РВ.

### **5.2.2. Система поперечного управления**

Система поперечного управления включает систему управления элеронами и систему управления триммером элеронов.

а) Система управления элеронами включает (рис. 5.3):

- два штурвала;
- мягкую проводку штурвалов;
- два сектора;
- тягу синхронизации;
- поворотная тяга;
- два упора;
- жесткая проводка управления;
- узел разветвления проводки;
- два дифференциальных механизма.

*Штурвалы* являются командными рычагами управления элеронами. Каждый штурвал жестко закреплен на валу, который, в свою очередь, на подшипниках установлен в верхней части штурвальной колонки. На этом же валу жестко закреплена верхняя коническая шестерня, входящая в зацепление с нижней конической шестерней. Нижняя коническая шестерня установлена на одном валу со звездочкой, через которую переброшена роликовая цепь.

*Мягкая проводка штурвалов* представляет собой участок проводки, состоящей из цепи и троса, проходящей внутри штурвальной колонки.

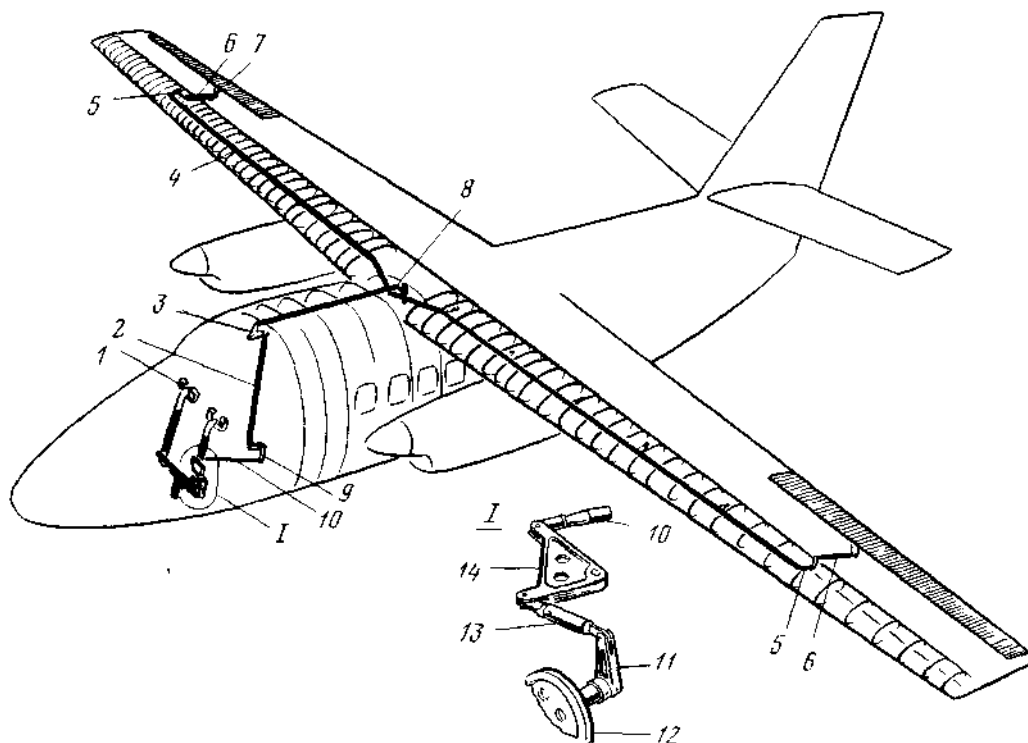


Рис.5.3. Система поперечного управления.

1- штурвал; 2,4,6,10 – тяги; 3,5,9,14 – качалки; 7 – элерон; 8 – узел разветвления управления элеронами; 11 - рычаг; 12 – сектор; 13 – поворотная тяга.

Цепь замыкается на звездочке, а трос замыкается на секторе, расположенном в нижней части штурвальной колонки.

*Секторы* установлены в нижней части штурвальных колонок на шарнирно закрепленных валах. На этих же валах жестко закреплены передние рычаги. На валу левой штурвальной колонки также жестко закреплен и задний рычаг.

*Тяга синхронизации* шарнирно соединяет передние рычаги и обеспечивает синхронность управления элеронами от обоих штурвалов через общую проводку.

*Поворотная тяга* является начальной тягой жесткой проводки управления и обеспечивает независимое от положения штурвальной колонки управление элеронами. Поворотная тяга шарнирно подсоединена к заднему рычагу вала левой штурвальной колонки таким образом, что ось её вращения совпадает с осью вращения узлов навески вала синхронизации.

*Упоры* ограничивают максимальное отклонение штурвалов путём соприкосновения с ними заднего рычага левой штурвальной колонки.

*Жесткая проводка* управления проложена под полом кабины экипажа до шпангоута №7, затем поднимается вверх под потолок грузовой кабины, далее до шпангоута №12, где выходит в крыло. В крыле проводка проложена по переднему лонжерону влево и вправо до дифференциальных качалок.

*Узел разветвления проводки* представляет собой вертикальный вал с двумя жестко посаженными рычагами – нижним и верхним. Нижний рычаг расположен под потолком грузовой кабины и соединен с проводкой, идущей от штурвалов. Верхний рычаг расположен в крыле и соединен с проводкой, идущей к элеронам. Узел расположен на стенке шпангоута №12.

*Дифференциальные механизмы* обеспечивают отклонение элеронов вверх на больший угол, чем вниз. Каждый из механизмов включает дифференциальную качалку и регулируемую тягу. Одно плечо качалки соединено с проводкой управления, идущей от штурвалов, другое плечо – через регулируемую тягу с рычагом элерона. Дифференциальные качалки расположены на стенках переднего лонжерона в районе нервюр №24. Регулируемая тяга служит для регулировки положения элеронов в соответствии с положением штурвалов при техническом обслуживании. Одним концом регулируемая тяга соединена с плечом дифференциальной качалки, другим – с рычагом элерона.

б) Система управления триммером элеронов включает (рис. 5.4):

- электромеханизм УТ-6А;
- двухплечую качалку;
- регулируемую тягу.

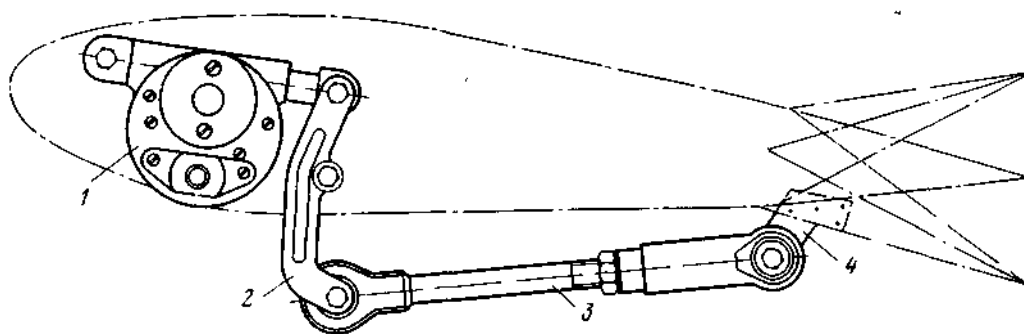


Рис. 5.4. Система управления триммеров элеронов.

1 – электромеханизм УТ-6А; 2 – двухплечая качалка; 3 – регулируемая тяга; 4 – рычаг триммера элеронов.

*Электромеханизм УТ-6А* обеспечивает поворот двухплечей качалки по сигналу от переключателя управления триммером элеронов. В корпусе электромеханизма имеется контактное устройство, замыкающее электрическую цепь сигнализации при нейтральном положении подвижной рейки, а значит и триммера элеронов. Электромеханизм расположен на переднем лонжероне левого элерона.

*Двухплечая качалка* обеспечивает передачу движения от подвижной рейки электромеханизма к регулируемой тяге. Одно плечо качалки соединено с подвижной рейкой, а другое через регулируемую тягу с триммером элеронов.

*Регулируемая тяга* служит для регулировки положения триммера элеронов в соответствии с положением подвижной рейки электромеханизма при техническом обслуживании.

### **5.2.3. Система путевого управления**

Система путевого управления включает систему управления рулем направления и систему управления триммером руля направления.

а) Система управления рулем направления включает (рис. 5.5):

- два блока ножного управления;
- два упора;
- два сектора тросовой проводки управления;
- узел руля направления;
- тросовую проводку управления.

*Блок ножного управления* представляет собой узел, обеспечивающий управление рядом систем с помощью ног. Основными элементами системы управления рулем направления в блоке являются:

- две двухплечие качалки, шарнирно закрепленные на общем валу;
- две педали, шарнирно установленные на верхнем плече каждой качалки;
- две тяги, шарнирно присоединенные к нижнему плечу каждой качалки;
- трехплечая качалка, два плеча которой шарнирно подсоединены к тягам, идущим от двухплечих качалок, а третье плечо шарнирно соединено с тягой синхронизации;

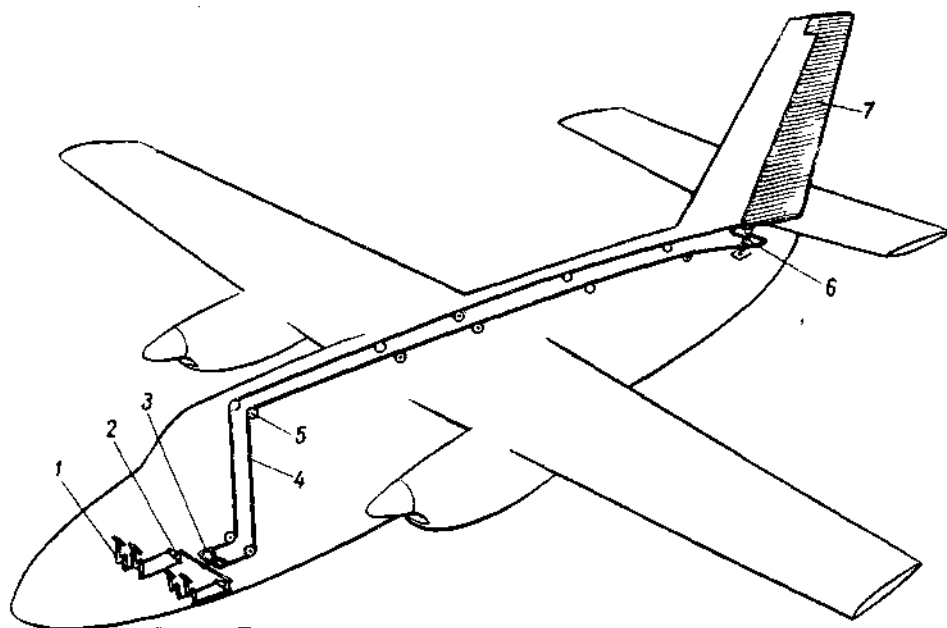


Рис.5.5. Система путевого управления.

1 – пульт ножного управления; 2 – трехплечая качалка; 3,6 – секторы; 4 – трос; 5 – ролик; 7 – руль направления.

- тяга синхронизации обеспечивает синхронное управление РН от обоих блоков ножного управления через общую проводку и соединяет третье плечо трехплечей качалки с рычагом переднего сектора и с тягой синхронизации другого блока ножного управления.

*Упоры* ограничивают максимальные перемещения педалей вперед-назад (максимальное отклонение руля направления). С упорами соприкасаются плечи трехплечих качалок: при отклонении РН влево – левая качалка; при отклонении РН вправо – правая качалка.

*Секторы* обеспечивают замыкание тросовой проводки в носовой и хвостовой частях самолета. Передний сектор своим рычагом шарнирно соединен с тягами синхронизации. Передний сектор расположен в районе шпангоута №5. Задний сектор входит в состав узла руля направления.

*Узел руля направления* обеспечивает передачу движения от тросовой проводки управления непосредственно к рулю направления. Включает в себя: вал с задним сектором, кронштейн руля направления и два упора.

Сектор жестко посажен на вал руля направления. На верхнем конце жестко посажен кронштейн, связанный с рулем направления. Вал шарнирно закреплен на 26 шпангоуте фюзеляжа и проворачивается вместе с задним сектором и рулем направления. Упоры



ограничивают отклонение непосредственно руля направления. В них упирается кронштейн РН при его повороте.

*Тросовая проводка управления* обеспечивает передачу усилий и перемещений от педалей к рулю направления. Тросовая проводка проложена под полом кабины экипажа до шпангоута №7, где поднимается вверх под потолок грузовой кабины и далее проходит до заднего сектора.

б) Система управления триммером руля направления включает (рис.5.6):

- передаточный вал с двухплечей качалкой и рычагом;
- электромеханизм УТ-6А;
- тягу;
- датчик положения триммера.

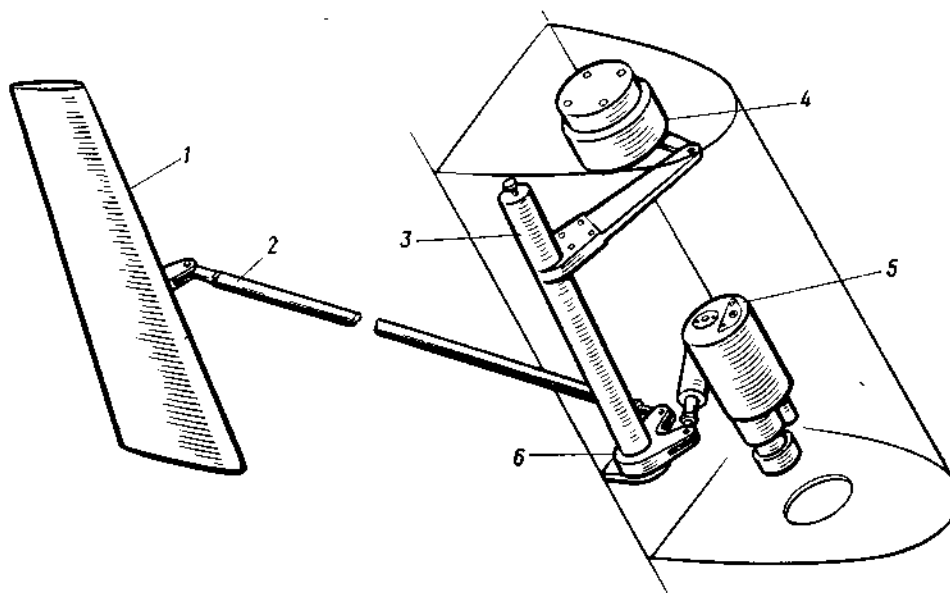


Рис. 5.6. Система управления триммером руля направления.

1 – триммер руля направления; 2 – регулируемая тяга; 3 – передаточный вал; 4 – датчик указателя положения триммера; 5 – электромеханизм УТ-6А; 6 – двухплечая качалка.

*Передаточный вал с двуплечей качалкой и рычагом* обеспечивает передачу движения от двухплечей качалки через жестко закрепленный рычаг к датчику положения триммера. Двухплечая качалка вала вторым плечом шарнирно соединена с тягой триммера.

*Электромеханизм УТ-6А* обеспечивает поворот двухплечей качалки, жестко закрепленной на передаточном валу. Представляет собой электродвигатель постоянного тока с редуктором и червячной передачей.

Червячная передача преобразует вращательное движение ротора электромеханизма в поступательное движение рейки. Электро-механизм расположен на кронштейне переднего лонжерона РН.

*Тяга* передает движение от второго плеча двухплечей качалки к триммеру. Вторым концом тяга шарнирно соединена с рычагом триммера.

*Датчик положения триммера* служит для выдачи сигнала на указатель положения триммера. Установлен в носке кия.

#### **5.2.4. Органы управления, индикация и сигнализация систем управления**

Две штурвальных колонки – для отклонения руля высоты. На рабочих местах летчиков.

Два штурвала – для отклонения элеронов. В верхней части штурвальных колонок.

Две пары педалей – для отклонения руля направления. Установлены на рабочих местах летчиков внизу под приборной доской.

Два штурвальчика – для отклонения триммеров руля высоты. Расположены на центральном пульте справа и слева.

Механический указатель положения триммера руля высоты. Расположен на центральном пульте слева.

**АЗС ТРИММЕРЫ** – обеспечивает подачу напряжения **27В** к переключателям управления триммерами элеронов и руля направления. На верхней панели.

Переключатель **КРЕН** – замыкает цепь питания **27В** обмотки электромеханизма УТ-6А при управлении триммером элеронов. Расположен на центральном пульте слева.

Переключатель **РЫСКАНИЕ** – замыкает цепь питания **27В** обмотки электромеханизма УТ-6А при управлении триммером руля направления. Расположен на центральном пульте слева.

Сигнальная лампа **КРЕН** зеленого цвета – сигнализирует о нейтральном положении триммера элеронов. Расположена на центральном пульте слева.

Указатель **НАЛЕВО-НАПРАВО** – информирует о положении триммера РН. Установлен на центральном пульте слева.

### 5.3. Системы управления механизацией крыла: устройство, органы управления, индикации, сигнализации, работа

#### 5.3.1. Система управления закрылками

Система управления закрылками предназначена для выпуска и уборки закрылков от основной гидросистемы и только выпуска от аварийной гидросистемы.

Система управления закрылками включает (рис. 5.7):

- электрогидравлический кран ГА-163;
- механизм концевых переключателей;
- аварийный переключатель;
- кран аварийного выпуска закрылков;
- двойной гидрозамок;
- гидроцилиндр;
- проводку управления;
- механизм отклонения закрылков;
- концевой выключатель «Земля-Воздух»;
- концевой выключатель датчика скорости;
- концевой выключатель входной двери.

*Электрогидравлический кран ГА-163* обеспечивает управление гидроцилиндром закрылков путем подачи рабочей жидкости из основной гидросистемы в ту или иную его полость. ГА-163 установлен на переднем лонжероне крыла между нервюрами № 0 и №1 справа.

*Механизм концевых переключателей* обеспечивает замыкание и размыкание электрических цепей управления краном ГА-163 и сигнализацию в зависимости от положения закрылков. В механизм входят четыре концевых переключателя, кулачковый механизм и штанга управления, размещенных в одном корпусе. Штанга жестко соединена со штоком гидроцилиндра и однозначно определяет положение закрылков. Механизм установлен на переднем лонжероне крыла между нервюрами №1 и №2 справа.

*Кран аварийного выпуска закрылков* обеспечивает подвод рабочей жидкости от ручного гидронасоса к аварийному переключателю. Установлен на правом пульте.

*Двойной гидрозамок* обеспечивает фиксацию закрылков путём запираания рабочей жидкости в полостях гидроцилиндра. Установлен на корпусе гидроцилиндра закрылков.

*Гидроцилиндр* является силовым гидроприводом, отклоняющим закрылки через механическую проводку управления. Установлен на стенке переднего лонжерона крыла в районе центроплана.

*Проводка управления* обеспечивает передачу усилий и перемещений от штока гидроцилиндра к закрылкам. Представляет собой жесткую проводку и проложена вдоль переднего лонжерона крыла.

*Механизм отклонения закрылков* представляет собой кинематику, обеспечивающую заданное отклонение закрылков при перемещении тяг управления закрылками. Каждый механизм состоит из кронштейна, тяги и двух рычагов. Установлено четыре механизма (по два на каждом полукрыле) в районе №8 и №16 нервюр.

*Концевой выключатель «Земля-Воздух»* служит для подготовки электроцепи для срабатывания табло **ЗАКРЫЛКИ 18°** при обжатом амортизаторе передней опоры шасси, если закрылки находятся в положении 0° или 42°.

*Концевой выключатель датчика скорости* выдает сигнал на блокировку выпуска закрылков на 42° при скорости полета более **205 км/ч**.

*Концевой выключатель входной двери* предназначен для блокировки выпуска закрылков при открытой грузовой створке на пассажирском варианте самолета. Установлен под передним запирающим штырем грузовой створки.

К органам управления, индикации и сигнализации относятся:

- **АЗС ЗАКРЫЛКИ** – обеспечивает подачу напряжения **27В** к переключателю **ЗАКРЫЛКИ**, датчику скорости, концевому выключателю входной двери (на самолете Л-410УВП). Расположен на верхней панели.

- **АЗС ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ПЛАНЕР** – обеспечивает подачу напряжения 27В к сигнализатору положения закрылков (СПЗ), блоку концевых переключателей закрылков, концевому выключателю положения интерцепторов и контактам реле сигнализации положения щитков АУК. Расположен на верхней панели.

- **АЗС ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ЭЛЕКТРО** – обеспечивает подачу напряжения 27В к контакту реле сигнализации положения закрылков (табло **ЗАКРЫЛКИ 18°** (при  $\delta_3 \neq 18^\circ$ )). Расположен на верхней панели.



- Табло желтого цвета **ЗАКРЫЛКИ 18°** – сигнализирует о положении закрылков  $\delta_3 \neq 18^\circ$  ( $0^\circ$  или  $42^\circ$ ), если самолет находится на земле (КВ«З-В» замкнут). Расположено в секции **ЭЛЕКТРО-ПЛАНЕР** блока сигнальных табло.

- Переключатель **ЗАКРЫЛКИ** – обеспечивает управление положением закрылков путем замыкания цепи питания обмоток электромагнитов крана ГА-163. Имеет три фиксированных положения:  $0^\circ$ ,  $18^\circ$ ,  $42^\circ$ . Расположен на центральном пульте справа.

- Кран **АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ЗАКРЫЛКИ** – обеспечивает выпуск закрылков от аварийной гидросистемы. Имеет два положения: верхнее – закрыт, нижнее – открыт. Установлен на правом пульте.

- **Сигнализатор положения закрылков (СПЗ)** – имеет три табло: верхнее –  $0^\circ$ , среднее –  $18^\circ$ , нижнее –  $42^\circ$ . Расположен на средней панели приборной доски.

- Кнопка проверки **СИГН.** служит для контроля исправности отдельных ламп сигнализатора положения закрылков расположена на левом пульте.

- Кнопка проверки секции табло **ЭЛЕКТРО** служит для контроля исправности лампы табло **ЗАКРЫЛКИ 18°**. Расположена на левом пульте.

### 5.3.2. Система управления щитками АУК

Система автоматического управления креном (система АУК) (рис.5.8) предназначена для автоматического парирования крена, возникающего при отказе одного из двигателей.

В систему входят:

- два электрогидравлических крана ГА-184;
- два гидроцилиндра;
- механическая проводка;
- электрическая схема блокировки.

*Электрогидравлические краны ГА-184* обеспечивают управление гидроцилиндрами путем подачи рабочей жидкости из основной гидросистемы в ту или иную их полость. Краны установлены на заднем лонжероне крыла справа и слева в районе нервюр № 3.

*Гидроцилиндры* являются силовыми гидроприводами, отклоняющие щитки АУК, через механическую проводку. В конструкцию гидроцилиндра включен шариковый механический



замок, фиксирующий шток в убранном положении. Установлены в районе нервюр № 28 справа и слева.

*Механическая проводка* обеспечивает передачу перемещения штока гидроцилиндра на щитки АУК. Состоит из двухплечей качалки и тяги, соединяющей плечо качалки с рычагом щитка.

*Электрическая схема блокировки* обеспечивает блокировку срабатывания системы по положению РУД, скорости полета, частоте вращения ротора газогенератора и крутящему моменту, передаваемому на воздушный винт. В электрическую схему блокировки входят: два концевых выключателя РУД, датчик скорости, четыре датчика переключения и два датчика автоматического флюгирования (ДАФ):

\* *Датчики автоматического флюгирования* обеспечивают подачу напряжения **27В** на обмотку крана ГА-184, обеспечивающего выпуск щитка АУК со стороны работающего двигателя при падении крутящего момента отказавшего двигателя до **Мкр=24%** и блокировку ГА-184 на стороне отказавшего двигателя. Они электрогидравлического типа и срабатывают по давлению масла в системе ИКМ. Расположены по одному на противопожарных перегородках каждого двигателя сверху.

\* *Концевые выключатели РУД* обеспечивают подачу напряжения **27В** к контактам датчика автоматического флюгирования при положении РУД больше или равно **88%**. Установлены на корпусе коробки приводов каждого двигателя сверху.

\* *Датчики переключения* обеспечивают подачу напряжения **27В** на обмотку электрогидравлического крана ГА-184 работающего двигателя при выключении отказавшего двигателя (если  $P_v$ , отводимого от газогенератора соответствует режиму работы двигателя  $n_r \leq 45\%$ ). Тем самым обеспечивается автоматическая работа системы в случае отказа двигателя при заходе на посадку). Расположены по два на противопожарных перегородках каждого двигателя, сверху. Пневматического типа.

\* *Концевой выключатель датчика скорости*, который при скорости, большей **205 км/ч**, предотвращает отклонение щитка или после его отклонения при увеличении скорости выше **205 км/ч** заставляет щиток убраться.

Органы управления, индикации и сигнализации системы управления щитками АУК включают:

- **АЗС ФЛЮГЕР.АВТОМ.КРЕНА** обеспечивает подачу напряжения **27В** к выключателю **АУК**. Установлен на верхней панели.

- **АЗС ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ПЛАНЕР** обеспечивает подачу напряжения **27В** в электрическую схему питания двух табло **АВТОМАТ КРЕНА** и кнопке **ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ПЛАНЕР**. Установлен на верхней панели.

- Табло зеленого цвета **АВТОМАТ КРЕНА** – сигнализирует о готовности системы АУК к работе. Горит при скорости полета самолета  $V \leq 205 \text{ км/ч}$ . Расположено в секции **ПЛАНЕР**.

- Табло желтого цвета **АВТОМАТ КРЕНА** – сигнализирует о срабатывании системы АУК и выпущенном положении щитков. Расположено в секции **ПЛАНЕР**.

Щиток выпускается автоматически при падении  $M_{кр} < 24\%$  на скорости ниже **205 км/ч** или при РУДах в положении М.Г. и падении оборотов газогенератора ниже  $n_r < 45\%$ .

- Выключатель **АУК** – служит для подготовки системы к работе (замыкает электрическую цепь подачи питания к датчикам переключения, датчикам автоматического флюгирования и концевым выключателям положения РУД и датчика скорости). Выключатель также обеспечивает уборку щитков АУК вручную. Расположен на центральном среднем пульте справа.

### 5.3.3. Система управления интерцепторами

Система управления интерцепторами (рис.5.9) предназначена для выпуска и уборки интерцепторов.

В систему входят:

- электрогидравлический кран ГА-184;
- гидроцилиндр;
- дроссель;
- механическая проводка управления;
- концевой выключатель выпущенного положения интерцепторов.



*Электрогидравлический кран ГА-184* обеспечивает управление гидроцилиндром путем подачи рабочей жидкости из основной гидросистемы в ту или иную его полость. ГА-184 установлен на заднем лонжероне крыла между №1 и №2 нервюрами справа.

*Гидроцилиндр* – является силовым гидроприводом, отклоняющим интерцепторы через механическую проводку управления. Установлен на заднем лонжероне крыла. В устройство гидроцилиндра входит шариковый замок фиксации штока в убранном положении.

*Дроссель* – обеспечивает заданную скорость перемещения штока с поршнем гидроцилиндра. Установлен на заднем лонжероне крыла.

*Механическая проводка управления* – обеспечивает передачу перемещения штока гидроцилиндра на интерцепторы, представляет собой жесткую проводку. Проложена вдоль заднего лонжерона крыла влево и вправо от гидроцилиндра до нервюр № 15.

*Концевой выключатель положения интерцепторов* обеспечивает подачу напряжения **27В** к табло **ИНТЕРЦЕПТОРЫ** при полностью выпущенном положении штока гидроцилиндра. Установлен на заднем лонжероне крыла между №1 и №2 нервюрами справа.

К органам управления, индикации и сигнализации относятся:

- **АЗС ИНТЕРЦЕПТОРЫ** обеспечивает подачу напряжения **27В** к выключателю **ИНТЕРЦЕПТОРЫ**. Установлен на верхней панели.

- Выключатель **ИНТЕРЦЕПТОРЫ** обеспечивает подачу напряжения **27В** к правой кнопке выпуска интерцепторов. Установлен на центральном пульте.

- Две кнопки выпуска интерцепторов обеспечивают подачу напряжения **27В** к электрогидравлическому крану ГА-184. Правая кнопка обеспечивает подачу напряжения к обмотке крана, а левая кнопка обеспечивает **МИНУС** этой обмотки. Расположены на левом штурвале слева.

- **АЗС ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ПЛАНЕР** обеспечивает подачу напряжения **27В** к концевому выключателю положения интерцепторов и кнопке **ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ПЛАНЕР**. Установлен на верхней панели.



- Кнопка **ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ПЛАНЕР** обеспечивает проверку цепи сигнализации выпущенного положения интерцепторов (табло **ИНТЕРЦЕТОРЫ**). Установлена на левом пульте.

- Табло **ИНТЕРЦЕТОРЫ** желтого цвета выдает сигнал о выпуске интерцепторов в положение **72° 30'**. Расположено в секции табло **ПЛАНЕР**.

## **5.4. Эксплуатация систем управления самолетом**

### **5.4.1. Внешний осмотр**

При выполнении внешнего осмотра убедиться в том, что:

- нет повреждений рулевых поверхностей, закрылков и тяг управления ими;
- сняты струбцины с рулевых поверхностей;
- плотно прилегают к поверхности крыла интерцепторы и щитки АУК.

### **5.4.2. Подготовка кабины, проверка работоспособности перед полетом, управление в полете**

*Перед запуском двигателя:*

- КРУ расстопорить (снять блокировочный подкос);
- проверить свободный полный ход КРУ (движение должно быть без заеданий, люфтов и посторонних шумов);
- проверить заправку гидробака аварийной гидросистемы по наличию масла в мерном окне (при необходимости дозаправить нажатием на тормозные педали);
- проверить исходное положение АЗС и органов управления:
  - \* на верхнем щитке должно быть всё выключено;
  - \* выключатель **ИНТЕРЦЕТОРЫ** выключен;
  - \* выключатель **АУК** выключен;
  - \* переключатель управления закрылками зафиксирован в положении **0°**;
  - \* рукоятка аварийного выпуска закрылков, в верхнем положении и законтрена;
- включить АЗСы **АККУМУЛЯТОР I, II; ПРЕОБР. 36V I, II;**
- включить АЗСы **ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ** (4 шт.) и АЗСы **ТРИММЕРЫ, ЗАКРЫЛКИ, ИНТЕРЦЕТОРЫ;**
- поочередно нажать на кнопки **ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ДВИГ. ЛЕВ (ПРАВ), ПЛАНЕР, ЭЛЕКТРО** на левом пульте и убедиться в том, что загораются все табло в секциях блока;



- нажать на кнопку **СИГН.** на левом пульте и убедиться в том , что вне блока сигнальных табло горят:
    - \* три ячейки СПЗ;
    - \* зелёная лампа **КРЕН**;
  - убедиться, что:
    - \* зелёное табло и жёлтое табло **АВТОМАТ КРЕНА** – не горят;
    - \* жёлтое табло **ИНТЕРЦЕПТОРЫ** – не горит;
    - \* жёлтое табло **ЗАКРЫЛКИ 18°** – горит;
    - \* СПЗ показывает **0°**;
  - Проверить давление в основной гидросистеме по указателю манометра **МАГИСТРАЛЬ** и при необходимости стравить до **100 кг/см<sup>2</sup>** выпуском – уборкой закрылков;
  - Проверить работоспособность управления триммерами:
    - \*РВ (штурвальчик вращается свободно, без заедания и посторонних шумов);
    - \*элеронов (отклонение триммера элеронов в крайнее положение за **7с**);
    - \*РН (отклонение триммера РН в крайние положения за **10...18с**);
    - \*проверить исправность переключателей управления триммером РН, для чего отклонять их попарно:1+2,1+3,2+3 (триммер РН при этом отклоняться не должен);
  - установить триммеры в балансировочное положение:
    - \*триммер РВ – в соответствии с центровкой и загрузкой самолета;
    - \*триммер элеронов – нейтрально (горит зеленая лампа);
    - \*триммер РН – по указателю – 1 деление вправо;
  - проверить работоспособность системы управления закрылками путем их выпуска и уборки:  **$\delta_3 \rightarrow 18^\circ \rightarrow 42^\circ \rightarrow 18^\circ \rightarrow 0^\circ$** ;
- При запуске двигателя:*
- контролировать рост давления в основной гидросистеме от **100 кг/см<sup>2</sup>** до **150 кг/см<sup>2</sup>** за время не более **60 сек.**
- После запуска двигателей:*
- включить АЗСы **ФЛЮГЕР. АВТОМ КРЕНА**, выключатели **АУК** и **ИНТЕРЦЕПТОРЫ** и убедиться в загорании зеленого табло **АВТОМ.КРЕНА**;
  - убедиться в работоспособности системы АУК при проверке работоспособности системы автоматического флюгирования воздушного винта;

*Перед выруливанием:*

- выпустить закрылки на **18°** и убедиться, что за время не более **10 сек.** на СПЗ ячейка **18°** загорелась;

-убедиться, что:

\* жёлтое табло **ЗАКРЫЛКИ 18°** - погасло;

\*выключатели **ИНТЕРЦЕПТОРЫ** и **АУК** включены;

\*триммер РВ установлен в соответствии с центровкой и загрузкой;

\*триммер элеронов установлен нейтрально (горит зеленая лампа);

\*триммер РН установлен по указателю на 1 деление вправо.

*На предварительном старте:*

- убедиться что:

\* по СПЗ закрылки отклонены на **18°**;

\* желтое табло **ЗАКРЫЛКИ 18°** - не горит;

\* ход КРУ рулями и элеронами свободный.

*Управление в полете.*

При взлете закрылки убрать на высоте не менее **120м.** На высоте **400м** выключить выключатели **АУК** и **ИНТЕРЦЕПТОРЫ**.

При прекращении взлета выпустить интерцепторы (при отказе двигателя). При взлете с отказом двигателя на **Н=120м** закрылки убрать и выключить выключатель **АУК** (убрать щитки АУК). Перед снижением включить выключатели **ИНТЕРЦЕПТОРЫ**, **АУК**. При заходе на посадку после 4 разворота выпустить закрылки на **18°**. При пролете ДПРМ выпустить закрылки на **42°**, перед приземлением на **Н=0.5...1м** выпустить интерцепторы. При окончании пробега убрать закрылки и интерцепторы.

*Стопорение органов штурвального управления после заруливания самолета на стоянку.*

Стопорение органов штурвального управления при стоянке самолета осуществляется с помощью блокировочного подкоса, путем жесткого соединения между собой штурвала со штурвальной колонкой и педалей. Блокировочный подкос устанавливается на рабочем месте левого летчика. Кроме того, могут устанавливаться струбцины на рулевые поверхности для их фиксации с неподвижными элементами планера.

## **5.5. Действия экипажа при отказах и неисправностях систем управления в полете**

### **5.5.1. Самопроизвольный увод триммера элерона в крайнее положение**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- увеличение усилий на штурвале по крену.

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Вернуть триммер элеронов в нейтральное положение, при невозвращении его, немедленно выключить АЗС **ТРИММЕРЫ**.

### **5.5.2. Отказ указателя триммера РН**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- стрелка указателя триммера РН неподвижна при отклонении переключателя **РЫСКАНИЕ** или перемещается самопроизвольно.

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Кратковременными нажатиями на переключатель **РЫСКАНИЕ** убедиться в исправности работы триммера (по смещению шарика авиагоризонта в противоположную сторону). Пользоваться триммером, контролируя его положение по усилиям на педалях.

### **5.5.3. Самопроизвольный выпуск закрылков на 18° в полете**

#### **ПРИЗНАКИ:**

-на СПЗ гаснет верхняя и загорается средняя ячейка, самолет переходит на кабрирование, скорость падает, появляется вертикальная перегрузка, мигает желтое табло **ШАССИ ВЫПУСТИ** и гудит сирена.

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Отдать штурвал «от себя».
2. Уменьшить режим работы двигателей.
3. Уменьшить скорость полета до **250 км/ч** и не превышать ее, установить переключатель закрылков на **18°**.
4. Доложить РП об отказе.
5. Посадку выполнять с закрылками на **18°**.

### **5.5.4. Неуборка закрылков (после взлета)**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- при установке переключателя **ЗАКРЫЛКИ** в положение **0°**, на СПЗ продолжает гореть средняя ячейка (соответствует **18°**).

### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Проверить истинное положение закрылков (для исключения ложной сигнализации).
2. Набор высоты выполнять на скорости **230 км/ч.**
3. Скорость полета выдерживать не более **250 км/ч.**

#### **5.5.5. Невыпуск закрылков на 18°**

##### **ПРИЗНАКИ:**

- при установке переключателя **ЗАКРЫЛКИ** в положение **18°**, на СПЗ продолжает гореть ячейка **0°**. Визуальный контроль подтверждает невыпуск закрылков.

##### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Переключатель **ЗАКРЫЛКИ** оставить в положении **18°**.
2. Выпустить закрылки на **18°** от аварийной гидросистемы. См.

**п.3.4.1**

#### **5.5.6. Невыпуск закрылков с 18° на 42°**

##### **ПРИЗНАКИ:**

- при установке переключателя **ЗАКРЫЛКИ** с **18°** на **42°** на УПЗ продолжает гореть средняя ячейка **18°**.

##### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Не принимать никаких мер. Выполнить посадку с закрылками на **18°**.

#### **5.5.7. Самопроизвольная уборка закрылков с 18° на 0° при заходе на посадку**

##### **ПРИЗНАКИ:**

- увеличение вертикальной скорости снижения;
- на СПЗ гаснет средняя и загорается верхняя ячейка.

##### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Увеличить режим работы двигателей (**V=180 км/ч**).
2. Взятием штурвала "**на себя**" выдерживать вертикальную скорость **3 м/с**.
3. Переключатель **ЗАКРЫЛКИ** установить в **0°**.
4. Заход на посадку выполнять с убранными закрылками.

#### **5.5.8. Самопроизвольный выпуск щитка АУК (на взлете)**

##### **ПРИЗНАКИ:**

- появление кренящего момента **M<sub>x</sub>**;
- загорание желтого табло **АВТОМ.КРЕНА** и погасание зеленого табло **АВТОМ.КРЕНА**.

##### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Парировать крен отклонением элеронов;
2. Выключить выключатель **АУК**;
3. Доложить РП.

## ГЛАВА 6. ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ

### 6.1. Общая характеристика и основные данные топливной системы

#### 6.1.1. Общая характеристика

Топливная система самолета предназначена для размещения необходимого запаса топлива и бесперебойной подачи его к двигателям под необходимым давлением на всех режимах полета самолета.

Топливная система (рис.6.1) представляет собой две самостоятельные системы: левую и правую, каждая из которых обеспечивает питание соответствующего двигателя. Системы выполнены конструктивно одинаково.

Каждая из систем включает:

- *Четыре топливных бака*, размещенных в межлонжеронном пространстве крыла на участке нервюр №1...20, кроме того, при необходимости к концевым нервюрам каждого полукрыла могут подвешиваться по одному концевому (подвесному) баку;

- *Систему подкачки*, обеспечивающую подачу топлива к двигателю из расходного бака насосом подкачки;

- *Систему перекачки*, обеспечивающую выработку топлива из крыльевых баков путем перетекания в расходный бак. Выработка топлива из концевого бака осуществляется путем перекачки его насосом в бак №4;

- *Систему дренажа* топливных баков. Система открытого типа;

- *Систему кольцевания*, которая обеспечивает возможность питания одного или обоих двигателей из любой одной из систем.

- *Систему слива топлива*. Слив топлива может осуществляться как самотеком, так и с помощью подкачивающих и перекачивающих насосов отдельно от каждой группы баков;

В качестве топлива применяется авиационный керосин марок Т-1, ТС-1, РТ.

Заправка баков топливом открытая (через заливные горловины).

При температуре наружного воздуха  $+5^{\circ}\text{C}$  и ниже в топливо добавляется жидкость «И» или «ТГФ» в количестве 0,1% по объему для предотвращения образования кристаллов льда в топливе.

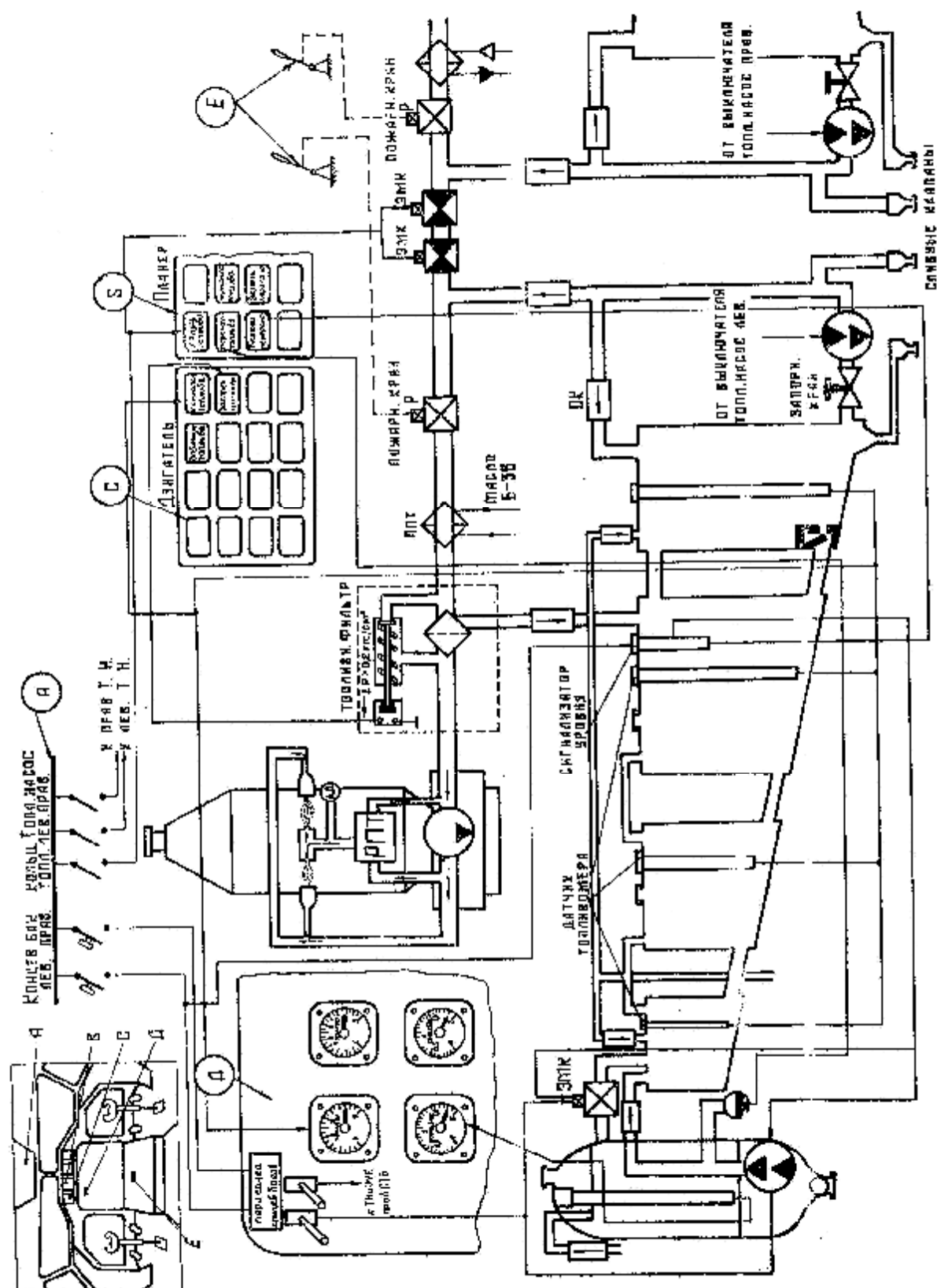


Рис.6.1. Топливная система самолета



### 6.1.2. Основные данные

1. Полная заправка топливных баков:
  - без концевых (подвесных) баков..... 1000 кг
  - с концевыми баками.....1320 кг
2. Невырабатываемый остаток топлива:
  - без концевых баков.....12 кг
  - с концевыми баками.....17 кг
3. Минимальный остаток топлива  
в баках одного полукрыла,  
при котором загорается табло.....108+15 кг
4. Максимальная высота полета,  
на которой возможна работа  
двигателей при отказе обоих  
подкачивающих насосов..... $\leq 4000$  м
5. Допустимая разность запаса  
топлива между группами баков:
  - при полете с двумя  
работающими двигателями.....не более 60 кг
  - при полете с одним  
работающим двигателем .....в группе баков на сто-  
роне работающего дви-  
гателя должно быть на  
50-100 кг больше, чем  
на стороне неработаю-  
щего двигателя.
6. Остаток топлива в группе баков,  
при котором загорается табло  
**ВКЛЮЧИ ПЕРЕКАЧКУ**.....220 кг
7. Остаток топлива в группе баков,  
при котором происходит  
автоматическое включение  
насоса перекачки топлива из  
концевого бака.....400 кг
8. Сорт применяемых топлив:
  - Т-1 и ТС-1 согласно ГОСТ 10227-62;
  - РТ согласно ГОСТ 16564-71;Разрешается смешение указанных топлив.
9. Максимальная заправка:
  - мягких баков одного полукрыла составляет .....645 л (500 кг)
  - одного концевого бака .....200 л (160 кг)

## 10. Применяемые противокристаллизационные жидкости и нормы:

- жидкость «И» (этилцетозольв)
- жидкость «ТГФ» (тетрогидрофурфуриловый спирт)
- жидкость «И» -М
- жидкость «ТГФ» -М

При ТНВ равной или ниже +5°C допускается применять топливо с указанными жидкостями в количестве 0,1-0,5% по объему. При тех же условиях не более 0,1% по объему.

### ПРИМЕЧАНИЕ.

В полном диапазоне эксплуатационных температур наружного воздуха разрешается применять топливо без противокристаллизационных жидкостей.

### 6.1.3. Устройство и размещение агрегатов

Так как топливные системы, каждая из которых обеспечивает питание соответствующего двигателя, выполнены конструктивно одинаково, то рассмотрим конструкцию одной из них:

#### а) *Топливные баки.*

В каждой системе установлено по четыре мягких топливных бака: **№1** – *расходный*, емкость **140л**; **№2** – *средний*, емкость **276л**; **№3** – *внешний (консольный)*, емкость **140л**; **№4** – *дополнительный*, емкость **124л**. Баки расположены в межлонжеронном пространстве крыла: бак **№1** – между нервюрами **№1...3**; бак **№2** – между нервюрами **№3...8**; бак **№3** – между нервюрами **№10...13**; бак **№4** – между нервюрами **№15...20**.

Баки изготовлены из прорезиненной керосиностойкой ткани, по конструкции аналогичны и соединены между собой двумя нижними и одним верхним трубопроводами, обеспечивающими перетекание топлива и дренажирование баков. В нижних соединениях баков **№1** и **№2** установлены маятниковые обратные клапаны, исключающие перетекание топлива из расходного бака в средний. Внутри бака **№2** выполнена прорезиненная вертикальная перегородка с отверстиями, делящая его пополам и исключающая резкие перетекания топлива из корневой части в консольную при эволюциях самолета.

Баки **№2** и **№3** имеют заправочные горловины с пробками, на которых укреплены мерные линейки с делениями через **25 кг**. Доступ к горловинам обеспечивается через лючки с крышками в верхней обшивке крыла.

Во всех топливных баках установлены датчики топливомеров.

*Концевые (подвесные) топливные баки* изготовлены из дюралюминия, имеют три узла подвески. На баке имеется:

- заливная горловина;
- сливной кран;
- датчик топливомера.

В баках установлены насосы для перекачки топлива в баки №4. Емкость бака **200л.**

**б) Система подкачки** включает:

- *перекрывной топливный кран*, который предназначен для перекрытия топлива в баках одного полукрыла при выполнении демонтажных и монтажных работ в топливной системе на участке между расходным топливным баком и двигателем. Размещен под зализом крыла между шпангоутами №12...13. Кран золотникового типа.

- *подкачивающий насос ЭЦН-40*, предназначен для подвода топлива с давлением **0,7...1,3 кгс/см<sup>2</sup>** к регулятору подачи топлива. Насос центробежного типа. Размещен под зализом крыла с левой и правой стороны между шпангоутами №12...13.

- *пожарный кран*, предназначен для перекрытия подвода топлива к двигателю (после окончания полета, при работах с топливной системой или в случае пожара на двигателе). Кран тарельчатого типа. Установлен на нижней обшивке крыла между нервюрами 8 и 10;

- *проточный подогреватель топлива*, предназначен для подогрева топлива, температура которого ниже **+10°С**. Это позволяет применять топливо без присадок против замерзания при низких температурах. Подогрев осуществляется маслом, поступающим от двигателя. В проточном подогревателе установлен терморегулятор, который в зависимости от температуры топлива управляет расходом масла через подогреватель. Расположен на передней стороне противопожарной перегородки каждого двигателя;

- *топливный фильтр*, обеспечивает тонкость фильтрации **15 мкм**. При увеличении перепада давления на фильтре до **0,2...0,3 кгс/см<sup>2</sup>** срабатывает его перепускной клапан. К перепускному клапану подсоединен сигнализатор, который при срабатывании перепускного клапана включает табло **Засорение фильтра**. Фильтр соединен возвратным трубопроводом с баком №2 для возврата избытков топлива и отделения воздуха.

Установлен на передней стенке противопожарной перегородки двигателя;

- *два обратных клапана*. Один установлен в возвратном трубопроводе за подкачивающим насосом, обеспечивающим возврат избытков топлива в расходный бак и отделение от него воздуха. Установлен между шпангоутами №28...29. Второй установлен в возвратном трубопроводе, идущем от топливного фильтра в бак №2. Расположен на противопожарной перегородке двигателя;

- *сигнализатор давления*. При падении давления за подкачивающим насосом до  $0,3 \text{ кгс/см}^2$  и ниже (отказ подкачивающего насоса или полная выработка топлива) выдает сигнал на включение табло **Давление топлива**. Установлен на противопожарной перегородке двигателя.

**в) Система перекачки** включает:

- *перекачивающий насос*, обеспечивающий перекачку топлива из концевого бака в бак №4. Насос центробежного типа. Установлен на нижней стенке концевого топливного бака;

- *сигнализатор давления*. Выдает сигнал на включение табло **Перекачка топлива** при возрастании давления за насосом перекачки топлива из концевого бака более  $0,14 \text{ кгс/см}^2$ . Установлен в крыле между нервюрами №28...29;

- *обратный клапан*. Обеспечивает установленное направление потока жидкости из концевого бака в бак №4. Установлен в крыле между нервюрами №28...29;

- *сигнализатор уровня*. Служит для выдачи сигнала на автоматическое включение насоса перекачки топлива из концевого бака в бак №4 при остатке топлива в мягких баках одной группы **440 кг** и для включения табло «**Включи перекачку**» при остатке топлива в тех же баках **220 кг** (если насосы перекачки к этому моменту не включились автоматически). Установлен в баке №2.

**г) Система дренажа** включает:

- *трубопроводы, соединяющие мягкие баки между собой*;

- *трубопровод, соединяющий между собой баки №1 и №4*. В трубопроводе установлен заборник дренажного воздуха, который расположен под крылом между нервюрами №14...15. В этом трубопроводе на входе в баки установлены вакуумные клапаны;

- *трубопровод, соединяющий концевой бак с атмосферой*. В трубопроводе установлен вакуумный клапан;

- *трубопровод, соединяющий расширительные полости концевого бака и бака №4*. В трубопроводе установлен

электромагнитный кран, который при открытии соединяет расширительные полости этих баков. Это дает возможность, в случае переполнения мягких баков, свободного перетекания части топлива обратно в концевые баки. Расположен в крыле между нервюрами №27...28.

д) **Система кольцевания** включает:

- два электромагнитных крана. Предназначены для кольцевания левой и правой групп баков. Расположены под зализом крыла между шпангоутами №12...13;

- два обратных клапана. Исключают перетекание топлива из одной группы баков в другую при открытых кранах кольцевания. Установлены между шпангоутами №12...13.

е) **Система слива** включает:

- сливной клапан, соединенный трубопроводом с отстойником бака N1. Расположен между шпангоутами №12...13;

- сливной патрубок. Служит для слива топлива под давлением. Установлен за подкачивающим насосом под зализом крыла между шпангоутами №12...13;

- сливной клапан, установленный в нижней стенке концевого бака.

#### 6.1.4. Органы управления, индикации и сигнализации

Органы управления:

- **A3C КОНЦЕВОЙ БАК ЛЕВ. (ПРАВ.)**, служат для защиты цепей электропитания перекачивающих насосов от перегрузок и короткого замыкания. Расположены на верхней панели;

- 2 выключателя **ТОПЛИВНЫЙ НАСОС ЛЕВ. (ПРАВ.)** расположены на верхнем щитке. (Управляют работой подкачивающих топливных насосов);

- 2 выключателя **ПЕРЕКАЧКА КОНЦ. БАКОВ** расположены на СППД. (Управляют работой перекачивающих насосов);

- 2 рычага **ТОПЛИВО** Предназначены для управления пожарными кранами. Расположены на центральном пульте;

- 2 выключателя **КОЛЬЦЕВАНИЕ ТОПЛИВА.** Предназначены для управления соответствующими электромагнитными кранами. Установлены на верхнем щитке.

Индикация:

- Два трехстрелочных указателя ЭМИ-ЗР. Предназначены для контроля за давлением топлива (верхняя шкала) перед форсунками. Установлены на СППД;



- *Два топливомера*, предназначены для измерения количества топлива в баках. Емкостные датчики установлены в каждом баке.

Сигнализация:

в секциях **ДВИГАТЕЛЬ ЛЕВ.(ПРАВ.):**

- *два желтых табло ДАВЛЕНИЕ ТОПЛИВА* – служат для контроля за давлением топлива в магистрали за подкачивающими топливными насосами. Табло загорается при уменьшении давления в магистрали за подкачивающими насосами ниже **0.3 кгс/см<sup>2</sup>**. Сигнал поступает от сигнализаторов давления, установленных за насосами;

- *два желтых табло МИН. ЗАПАС ТОПЛИВА* – служат для предупреждения экипажа об остатке топлива в баках левого (правого) полукрыла **108+15 кг**, сигнал поступает от емкостных датчиков;

- *два табло желтого цвета ЗАСОРЕНИЕ ФИЛЬТРА* – служат для предупреждения экипажа о засорении фильтрующего пакета соответствующего топливного фильтра.

в секции **ПЛАНЕР:**

- *желтое табло КОЛЬЦЕВАНИЕ ТОПЛИВА* – служат для контроля открытого положения электромагнитных кранов кольцевания топливных баков левой и правой группы, сигнал на табло поступает от электромагнитного крана;

- *два табло зеленого цвета ПЕРЕКАЧКА ТОПЛИВА* – служат для контроля за процессом перекачки топлива из соответствующего концевой в дополнительный топливный бак. Табло горит при увеличении давления в магистрали за насосом перекачки более **0,14кгс/см<sup>2</sup>** и гаснет, когда давление падает ниже указанного значения;

- *два табло желтого цвета ВКЛЮЧИ ПЕРЕКАЧКУ* – служат для предупреждения экипажа о необходимости ручного включения перекачивающих топливных насосов концевых баков. Табло загораются при остатке топлива в мягких баках полукрыла **220 кг**. Сигнал поступает от сигнализатора уровня.

### **6.1.5. Работа топливной системы самолета**

При включении подкачивающих топливных насосов топливо из расходных баков через открытые перекрывные краны подается к пожарным кранам. При открытии пожарных кранов топливо поступает в проточные подогреватели, где подогревается до температуры **+10°C**. Подогретое топливо поступает далее к фильтрам. В фильтрах оно очищается от механических примесей. Одновременно там происходит отделение от топлива воздуха,



попавшего в него, и воздух в небольшом количестве отводится в бак №2.

В случае засорения фильтра и возрастания перепада давления на нем более  $0,2 \text{ кгс/см}^2$ , открывается перепускной клапан, и топливо поступает в двигатель неочищенным, минуя фильтроэлемент, при этом сигнализатор давления замыкает цепь на желтое табло **ЗАСОРЕНИЕ ФИЛЬТРА**.

Обратные клапаны в главном трубопроводе препятствуют перекачке топлива из левых топливных баков в правые топливные баки и, наоборот, при открытых электромагнитных клапанах кольцевания. Выработка из средних, внешних и дополнительных баков осуществляется путем перетекания его в расходные. Выработка топлива из концевых баков осуществляется путем перекачки его в дополнительные баки.

При остатке топлива в мягких баках одного полукрыла **440 кг** сигнализаторы уровня, установленные в средних баках, автоматически включают перекачивающие насосы концевых баков. Насосами перекачки топливо из концевых баков будет перекачиваться в баки №4. Если по какой-либо причине автоматического включения насосов не произойдет, то сигнализаторы уровня при остатке топлива в тех же баках **220 кг** включают желтые табло **ВКЛЮЧИ ПЕРЕКАЧКУ ЛЕВ. (ПРАВ.)**. В этом случае необходимо включить насосы перекачки принудительно выключателями **ПЕРЕКАЧКА КОНЦ. БАКОВ**, установленными на СППД. При этом загорается табло **ПЕРЕКАЧКА ТОПЛИВА**, а табло **ВКЛЮЧИ ПЕРЕКАЧКУ** гаснет. При автоматическом включении перекачивающих насосов после окончания перекачки насосы автоматически выключаются (погаснет табло **ПЕРЕКАЧКА ТОПЛИВА**). При ручном включении насосов перекачки после окончания перекачки необходимо выключить их вручную.

## **6.2. Эксплуатация топливной системы**

### **6.2.1. Внешний осмотр**

В процессе предполетного осмотра необходимо внешним осмотром убедиться:

- в герметичности топливной системы при включенных подкачивающих насосах, т.е. в отсутствии подтекания

- топлива в местах размещения топливных баков, топливных агрегатов и трубопроводов топливной системы;
- в надежном закрытии пробок заливных горловин топливных баков и их контровке, а также в том, что отстой топлива слит и проверен на отсутствие воды и механических примесей (по докладу бортового техника).

### 6.2.2. Подготовка кабины, проверка работоспособности топливной системы и управление

*Перед запуском:*

Проверить исходное положение АЗС и органов управления:

- на верхнем щитке все выключено;
- выключатели **ПЕРЕКАЧКА КОНЦ. БАКОВ** – выключены и законтрены;
- рычаги **СТОП-КРАН** – закрыты;
- рычаги **ТОПЛИВО** – закрыты.

Включить:

- АЗС **АККУМУЛЯТОР I, II**;
- АЗС **ПРЕОБР. 36V I, II**;
- АЗСы **ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ**:

\* **ДВИГ. ЛЕВ.** – должно загореться желтое табло **ДАВЛ. ТОПЛИВА**;

\* **ПЛАНЕР**;

\* **ЭЛЕКТРО**;

\* **ДВИГ. ПРАВ.** – должно загореться желтое табло **ДАВЛ. ТОПЛИВА**;

- АЗСы **КОНЦЕВ. БАК ЛЕВ. (ПРАВ.)**;

- включить выключатели **ТОПЛИВ. НАСОС ЛЕВ. (ПРАВ.)**;

- поочередно нажать на кнопки **ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ДВИГ. ЛЕВ (ПРАВ), ПЛАНЕР, ЭЛЕКТРО** на левом пульте и убедиться в том, что загораются все табло в секциях блока;

- проверить количество топлива по указателям топливомеров;

- рычаги **ТОПЛИВО ЛЕВ. (ПРАВ.)** установить в положение **ОТКР** и убедиться, что табло **ДАВЛ. ТОПЛИВА** погасли;

- рычаг **СТОП-КРАН** запускаемого двигателя установить в положение **ОТКР**.

*После запуска двигателей:*

- проверить исправность топливомеров баков для чего убедиться, что при работающем двигателе черно-белый диск в отверстии циферблата соответствующего указателя топливомера (вблизи от-

метки **200 кг**) вращается в сторону уменьшения количества топлива (против часовой стрелки);

- убедиться, что давление топлива по верхней шкале ЭМИ-ЗР  $\approx 2 \text{ кгс/см}^2$ ;

- перед выруливанием проверить запас топлива на самолете по указателям топливомеров.

*В полете:*

- контролировать давление топлива по верхней шкале указателя ЭМИ-ЗР (должно быть **2- 12 кгс/см<sup>2</sup>** в зависимости от режима полета);

- контролировать остатки топлива в группах баков по указателям топливомеров и по сигнальным табло **МИН. ЗАПАС ТОПЛИВА** (загорается при остатке топлива **108<sup>+15</sup> кг** в мягких баках одной из групп), предупреждающие экипаж о том, что данного запаса топлива хватит на **45 мин** полета на экономичном режиме;

- контролировать перекачку топлива из концевых баков по показателям топливомеров и сигнальным табло **ПЕРЕКАЧКА ТОПЛИВА, ВКЛЮЧИ ПЕРЕКАЧКУ**;

#### **ПРИМЕЧАНИЯ:**

1. Насосы перекачки топлива из концевых баков включаются автоматически при остатке топлива в мягких баках полукрыла **400 кг**. При этом загорается табло **ПЕРЕКАЧКА ТОПЛИВА**. Если автоматическое включение перекачивающих насосов по каким — либо причинам не произошло, то при остатке топлива в мягких баках полукрыла **220 кг**, загорается табло **ВКЛЮЧИ ПЕРЕКАЧКУ**. При этом необходимо включить выключатели **ПЕРЕКАЧКА КОНЦЕВЫХ БАКОВ**, расположенные в левом верхнем углу СППД, и убедиться, что табло **ПЕРЕКАЧКА ТОПЛИВА** загорелось, а табло **ВКЛЮЧИ ПЕРЕКАЧКУ** погасло.

2. Разрешается ручное включение перекачки топлива из концевых баков при остатке суммарного количества топлива в мягких и концевом баках одного полукрыла не более **560 кг**. Для этого необходимо включить выключатели **ПЕРЕКАЧКА КОНЦЕВЫХ БАКОВ** и убедиться о включении насосов перекачки по загоранию табло **ПЕРЕКАЧКА ТОПЛИВА**.

- контролировать равномерность выработки топлива из левой и правой групп баков по указателям топливомеров;

#### **ПРИМЕЧАНИЯ:**

1. При полете с двумя работающими двигателями разность количества топлива в баках полукрыльев не должна превышать **60 кг**;

2. При полете с одним работающим двигателем должно быть на **50-100 кг** больше в полукрыле работающего двигателя, чем в полукрыле отказавшего двигателя.

Если запас топлива в группе баков на стороне работающего двигателя превысит запас топлива в группе баков на стороне отказавшего двигателя более чем на **100кг**, необходимо включить выключатель **ТОПЛИВНЫЙ НАСОС** на стороне работающего двигателя, выключить выключатель **КОЛЬЦЕВ. ТОПЛИВА** и убедиться, что табло **КОЛЬЦЕВ. ТОПЛИВА** погасло, выключить выключатель **ТОПЛИВ. НАСОС** на стороне отказавшего двигателя и убедиться, что табло **ДАВЛ. ТОПЛИВА** в секции отказавшего двигателя загорелось. После того, как запас топлива в группе баков на стороне работающего двигателя будет на **60 кг** больше, чем на стороне отказавшего двигателя, включить выключатель **ТОПЛИВ. НАСОС** на стороне отказавшего двигателя и убедиться, что табло **ДАВЛ. ТОПЛИВА** погасло, включить выключатель **КОЛЬЦЕВ. ТОПЛИВА**, убедиться, что табло **КОЛЬЦЕВ. ТОПЛИВА** загорелось, выключить выключатель **ТОПЛИВ. НАСОС** на стороне работающего двигателя. При этом табло **ДАВЛ. ТОПЛИВА** в секции работающего двигателя загораться не должно.

- при питании обоих двигателей из одной группы баков необходимо включить выключатель **КОЛЬЦЕВ.ТОПЛИВА**, убедиться, что табло **КОЛЬЦЕВ.ТОПЛИВА** загорелось, выключить выключатель **ТОПЛИВ.НАСОС** той группы баков, выработка топлива из которой должна быть прекращена в данный момент;

- при питании одного двигателя от противоположной группы баков, необходимо включить выключатель **ТОПЛИВ.НАСОС** той группы баков, из которой должна вестись выработка топлива, включить выключатель **КОЛЬЦЕВ.ТОПЛИВА**, убедиться, что табло **КОЛЬЦЕВ.ТОПЛИВА** загорелось, выключить выключатель **ТОПЛИВ.НАСОС** той группы баков, из которой выработка топлива должна быть прекращена. При этом убедиться, что табло **ДАВЛ.ТОПЛИВА** в секции работающего двигателя загораться не должно.

*После выключения двигателей:*

- выключатели **ТОПЛИВ.НАСОС ЛЕВ.,ПРАВ.** – выключить;
- выключатели **КОНЦЕВ.БАК ЛЕВ.,ПРАВ.** – выключить;
- рычаги **ТОПЛИВО** – закрыть.

## **6.3. Действия экипажа при возникновении отказов и неисправностей топливной системы**

### **6.3.1. Отказ подкачивающего топливного насоса**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- загорание желтого табло **ДАВЛ. ТОПЛИВА**. Это может свидетельствовать об отказе подкачивающего топливного насоса или о полной выработке топлива из соответствующей группы баков. При этом давление топлива на входе в двигатель перед шестеренным топливным насосом уменьшается ниже  $0,3 \text{ кгс/см}^2$ .

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Проверить включение соответствующего выключателя **ТОПЛИВ. НАСОС**;

2. Проверить запас топлива в группе баков соответствующего двигателя и при необходимости применить кольцевание топлива;

3. Проверить сигнализацию **МИН.ЗАПАС ТОПЛИВА**, нажав на левом пульте на кнопку контроля **ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ** соответствующего двигателя;

4. Проверить давление топлива на верхней шкале трехстрелочного указателя ЭМИ-ЗР (стрелка режима находится в зеленом секторе);

Если после выполнения указанных действий двигатель работает нормально, то полет продолжать, усилив контроль за параметрами работы двигателя.

#### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

При данной неисправности допускаются колебания частоты вращения газогенератора в пределах  $\pm 1\%$ . При колебаниях  $n_r$  более  $\pm 1\%$  уменьшить высоту полета до значения, на котором колебания  $n_r$  придут в норму.

Если двигатель, несмотря на принятые меры, работает с перебоями, то его необходимо выключить.

Кроме того, возможно кратковременное загорание ячейки **ДАВЛ.ТОПЛИВА** при появлении отрицательной перегрузки. Это связано с кратковременным падением давления топлива на входе в двигатель (перед шестеренным топливным насосом) ниже  $0,3 \text{ кгс/см}$ , но не считается отказом и допускается в эксплуатации.

### **6.3.2. Засорение топливного фильтра**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- загорание желтого табло **ЗАСОРЕНИЕ ФИЛЬТРА** в секции табло **ДВИГ.ЛЕВ.** или **ДВИГ.ПРАВ.** Это свидетельствует о

засорении топливного фильтра механическими примесями, присутствующими в топливе и повышении перепада давления топлива на перепускном клапане фильтра более **0,2 кг/см<sup>2</sup>**. При этом топливо поступает к двигателю не очищенным через перепускной клапан. Возможно загорание одного или двух табло **ЗАСОРЕНИЕ ФИЛЬТРА**.

**ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

**а) При загорании одного табло ЗАСОРЕНИЕ ФИЛЬТРА:**

- проконтролировать параметры работы соответствующего двигателя;

- если двигатель работает нормально, то полет продолжать, усилив контроль за параметрами двигателя;

- если двигатель работает с перебоями, то его выключить и продолжать полет с одним работающим двигателем.

**б) При загорании двух табло ЗАСОРЕНИЕ ФИЛЬТРА:**

- проконтролировать параметры работы двигателей;

- если двигатели работают нормально, то продолжать полет, уделяя повышенное внимание давлению топлива перед рабочими форсунками и температуре газа между турбинами;

- если хотя бы один из двигателей работает с перебоями, то произвести вынужденную посадку на площадку, подобранную с воздуха.

**6.3.3. Отказ автоматики перекачки топлива из концевого бака ПРИЗНАКИ:**

- не загорается табло **ПЕРЕКАЧКА ТОПЛИВА** при остатке топлива в мягких баках одной группы менее **400 кг**;

- загорелось табло **ВКЛЮЧИ ПЕРЕКАЧКУ**.

**ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Включить соответствующий выключатель **ПЕРЕКАЧКА КОНЦЕВЫХ БАКОВ**.

2. Убедиться, что соответствующее табло **ПЕРЕКАЧКА ТОПЛИВА** загорелось.

**ПРИМЕЧАНИЕ.**

При отказе автомата перекачки обоих концевых баков действовать аналогично, включая оба выключателя **ПЕРЕКАЧКА КОНЦЕВЫХ БАКОВ**.



#### **6.3.4. Отказ сигнализации минимального остатка топлива одной группы баков**

##### **ПРИЗНАКИ:**

- не загорается табло **МИН. ЗАПАС ТОПЛИВА** в секции табло соответствующего двигателя при остатке топлива в мягких баках соответствующей группы менее **108 кг.**

##### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Если отказ обнаружен до самовыключения двигателя, то необходимо применить кольцевание топлива.

2. Если отказ обнаружен после самовыключения двигателя, то необходимо выполнить действие по выключению двигателя в полете с ручным флюгированием воздушного винта.

##### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

Если единственной причиной самовыключения двигателя была полная выработка топлива, то двигатель в полете можно запустить.

#### **6.3.5. Утечка топлива в полете**

##### **ПРИЗНАКИ:**

- более быстрое изменение показаний топливомеров одной группы баков по сравнению с показателями топливомера другой группы баков;

- наличие топливного тумана за задней кромкой крыла.

##### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

а) При обнаружении утечки топлива в процессе взлета или после взлета:

1. Прекратить выполнение полетного задания.

2. Произвести посадку на своем аэродроме.

##### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

Кольцевание топлива не применять.

б) При обнаружении утечки топлива на маршруте:

1. Доложить РП;

2. Определить запас топлива на самолете, учитывая повышенный расход топлива.

3. Принять решение о посадке на ближайший аэродром.

##### **ПРИМЕЧАНИЕ:**

Если топлива для полета до ближайшего аэродрома недостаточно, то произвести вынужденную посадку.

### **6.3.6. Отказ топливомера концевого бака**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- медленное (останов) или быстрое вращение контрольного диска в отверстии циферблата топливомера концевого бака (концевых баков).

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Запас топлива определять по показаниям указателей топливомеров крыльевых баков.

### **6.3.7. Отказ топливного насоса высокого давления**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- падает давление топлива на входе в двигатель до нуля;
- падают параметры работы газогенератора ( $n_g$ ,  $M_{кр}$ ,  $t_{мг}$ );
- наблюдается неустойчивая работа двигателя.

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Выключить двигатель.
2. Доложить РП.
3. Действовать в соответствии с указаниями РП.

### **6.3.8. Отказ указателя давления на входе в двигатель**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- падает давление топлива на входе в двигатель до нуля;
- параметры работы двигателя не изменяются.

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

Продолжать полет, уделяя повышенное внимание параметрам работы двигателя.

## **6.4. Общая характеристика и основные данные противопожарного оборудования**

### **6.4.1. Общая характеристика**

Противопожарное оборудование (рис.6.2) предназначено для обнаружения, сигнализации и ликвидации пожара в наиболее пожароопасных местах. Противопожарное оборудование (ППО) включает в себя:

- противопожарную систему гондол двигателей;
- противопожарную систему переднего багажника;
- ручные переносные огнетушители;
- конструктивную защиту.

Обнаружение пожара в гондолах двигателей и в переднем багажнике происходит автоматически, с использованием датчиков и сигнальных табло, а в кабинах самолета – визуально.

Для тушения пожара в гондолах двигателей и переднем багажнике используется жидкий **ФРЕОН** марки **114В<sub>2</sub>** (тетрафтордибромэтан), а в кабинах самолета – **водный раствор углекислого калия (ПОТАША)**. Принцип тушения фреоном основан на том, что фреон под действием высокой температуры среды мгновенно превращается в газ, который оттесняет из отсека воздух, исключая приток свежего и резко снижает температуру среды (за счет быстрого испарения). Принцип тушения углекислым калием основан на том, что  $K_2CO_3$  под действием высокой температуры разлагается на  $K_2O$  и на  $CO_2$ . Углекислый калий применяют в виде водного раствора, так как это облегчает его разбрызгивание, и одновременно вода при испарении снижает температуру среды.

Тушение пожара в гондолах двигателей при стоянке самолета производится через лючки на гондолах двигателей, закрытых легкоъемными крышками.

#### **6.4.2. Основные данные противопожарного оборудования**

[ А]. ППС гондол двигателей.

1. Огнегасящий состав.....ФРЕОН 114В<sub>2</sub>
2. Количество огнетушителей.....2 шт
3. Емкость огнетушителя.....2 л
4. Масса огнегасящего состава в огнетушителе.....4.5 кг
5. Давление воздуха в огнетушителе при  $t_{нв} = +20$ .....100 кгс/см<sup>2</sup>

[ Б]. ППС переднего багажника.

1. Огнегасящий состав.....ФРЕОН 114В<sub>2</sub>
2. Количество огнетушителей.....1 шт
3. Емкость огнетушителя.....0,5 л
4. Масса огнегасящего состава в огнетушителе.....1,1 кг
5. Давление азота в огнетушителе при  $t_{нв}=+20^{\circ}C$ .....12 кгс/см<sup>2</sup>

[В]. Переносные огнетушители.

- 1.Огнегасящий состав.....ПОТАША ( $K_2CO_3$ )
2. Количество огнетушителей.....2 шт
3. Емкость огнетушителя.....0,5 л
4. Масса огнегасящего состава в огнетушителе.....0,7 кг
5. Давление воздуха в огнетушителе при  $t_{нв}=+20^{\circ}C$ ---7,5....8 кгс/см<sup>2</sup>
6. Продолжительность действия огнетушителя.....до 20с
7. Дальность действия .....не менее 3м

## 6.5. Противопожарная система гондол двигателей

### 6.5.1. Устройство и размещение агрегатов

Противопожарная система гондол двигателей предназначена для защиты от пожара отсеков двигателей.

ППС гондол двигателей включает в себя:

- систему сигнализации пожара;
- средства ликвидации пожара;
- органы управления, индикации и сигнализации;
- щиток проверки.

*Система сигнализации пожара (ССП)* – предназначена для обнаружения и включения световой и звуковой сигнализации при срабатывании датчиков.

Для своевременного обнаружения очага пожара и выдачи сигнала в исполнительный блок предусмотрены датчики пожарной сигнализации (ДПС). В системе установлено 18 датчиков, которые соединены между собой в группы последовательно по 3 датчика в группе.

В каждой гондоле установлено по 9 датчиков, т.е. по 3 группы. Чувствительным элементом датчика является термобатарея, собранная из 4-х последовательно соединенных, дифференциальных, хромоалюминиевых термопар. Термопара имеет "горячий" и "холодный" спай. При определенной скорости нарастания температуры (более  $2^{\circ}\text{C}/\text{с}$ ) при общей температуре среды  $+150^{\circ}\text{C}$  в термопарах возникает ЭДС, достаточная для срабатывания поляризованного реле исполнительного блока.

Исполнительный блок БИ-2А – предназначен для выдачи сигнала на табло **ПОЖАР** и на звонок, а также для проверки исправности системы сигнализации пожара СПП-2А. Представляет собой 6 поляризованных реле, установленных в общем корпусе. Каждое реле связано с одной группой датчиков. В случае возникновения пожара термо ЭДС, возникающая в группе датчиков ДПС, вызывает срабатывание реле исполнительного блока. Реле, сработав, замыкает цепь на включение сигнального табло **ПОЖАР** и звонка. Установлен под потолком грузовой кабины (15...16 шп.).

*Средства ликвидации пожара* – предназначены для тушения пожара с помощью огнегасящего состава, выбрасываемого из огнетушителей и распыляемого в зоне возгорания посредством распылительных коллекторов.

Включают в себя:

- 2 огнетушителя ППЛ-8;
- трубопроводы;
- распылительные коллекторы.

Огнетушитель ППЛ-8 представляет собой стальной баллон шаровой формы. В горловину вворачивается двойная пироголовка, которая служит для запираания в баллоне огнегасящего состава и выпуска его по сигналу управления.

Пироголовка клапанного типа и состоит из корпуса, муфты, штока, цанги и клапана с пружиной. При подаче питания на пиропатроны, они взрываются, и газы через отверстие в корпусе поступают в газовую камеру и далее попадают под муфту.

Давлением газов муфта перемещается и освобождает цангу. За счет давления газа в огнетушителе, действующего на клапан, шток открывает цангу и вместе с клапаном перемещается, огнетушитель разряжается. При полной разрядке баллона пружина клапана перемещает его в закрытое положение. Это предотвращает перетекание фреона в пустой баллон при разрядке баллона 2-ой очереди. При срабатывании огнетушителя шток остается выступающим из крышки на **15мм**, что свидетельствует о разрядке данного баллона.

Для контроля зарядки баллона огнегасящим составом установлен манометр.

Распылительные коллекторы – служат для равномерного распыления огнегасящего состава в отсеках гондол двигателей. Представляют собой трубопроводы с отверстиями диаметром **0,5 мм**.

### **6.5.2. Органы управления, индикации и сигнализации**

Органы управления, индикации и сигнализации включают:

- **АЗС Сигнал пожара**, служит для включения ССП-2А и защиты ее от перегрузки и короткого замыкания. Размещен на верхней панели;

- *два табло красного цвета* **Пожар**, загораются при срабатывании реле исполнительного блока БИ-2А. Расположены в блоках секций сигнальных табло **Двигатель лев. (прав.)**;

- *две кнопки* **Тушение основное**, служат для замыкания электрической цепи на пиропатроны, обеспечивающие разрядку огнетушителей в первую очередь (т.е. огнетушитель разряжается в ту гондолу, в которой он установлен);





- две кнопки **Тушение запас.**, служат для замыкания электрической цепи на пиропатроны, обеспечивающие разрядку огнетушителей во вторую очередь (т.е. огнетушитель, установленный в левой гондоле, разряжается в правую, а установленный в правой гондоле – в левую).

Кнопки **Тушение основное** и **Тушение запас.** расположены на центральном пульте, причем разноименные кнопки подключаются к разным аккумуляторам и в целях удобства попарно сгруппированы для тушения пожара в гондоле одного двигателя. Каждая их пара закрывается предохранительным колпачком. На колпачках нанесены одна вертикальная линия (левый двигатель) и две (правый двигатель).

ЩИТОК ПРОВЕРКИ служит для контроля исправности системы. Он установлен на пульте левого летчика. На щитке размещены:

- три кнопки проверки исправности групп датчиков **Сигн. пожара I,II,III**;

- галетный переключатель проверки исправности пиропатронов **Тушение 0,I,II**;

- сигнальная лампа зеленого цвета для контроля исправности электрических цепей пиропатронов;

- две кнопки **Табло сигнализации двиг. (лев., прав.)** проверки исправности сигнальных табло **Пожар**.

### 6.5.3. Работа противопожарной системы гондол двигателей

Работает система следующим образом:

При возникновении пожара в гондоле двигателя датчики выдают сигнал на исполнительный блок, который срабатывает и замыкает цепь на сигнальное табло **ПОЖАР (Двиг. лев.прав.)**, и включает звонок.

При срабатывании световой и звуковой сигнализации, необходимо открыть предохранительный колпачок того двигателя, в гондоле которого возник пожар и нажать кнопку **ТУШЕНИЕ ОСНОВН**. При этом в пироголовке огнетушителя сработают 2 пиропатрона, откроют цанговый замок, который освободит клапан. Огнегасящий состав, отжав от седла клапан, по трубопроводу поступит к распылительным коллекторам, а через них в гондолу.

После ликвидации пожара датчики снимают сигнал с исполнительного блока, который разорвет электрическую цепь и табло **ПОЖАР** погаснет (при снижении скорости нарастания

температуры менее 2°С/с и уменьшении температуры среды до 130°С и менее).

Если пожар не ликвидирован (через 10 с после разрядки огнетушителя I очереди световая и звуковая сигнализация не выключилась), то необходимо применить II очередь огнетушителей, т.е. нажать на кнопку **ТУШЕНИЕ ЗАПАС**. При этом сработают 2 пиропатрона в пироголовке запасного огнетушителя (расположенного в гондоле другого двигателя) и огнегасящий состав поступит в гондолу двигателя, на котором возник пожар.

## **6.6. Противопожарная система переднего багажника**

Система предназначена для обнаружения, сигнализации, ликвидации пожара в переднем багажнике.

### **6.6.1. Устройство и размещение агрегатов**

Противопожарная система переднего багажника включает:

- дымосигнализатор;
- огнетушитель;
- коллектор.

*Дымосигнализатор ДС-3м2* – предназначен для обнаружения пожара в переднем багажнике. Состоит из лампы накаливания и фотоэлемента.

При появлении дыма в переднем багажнике прикрывается луч света, который выходит из лампы и попадает на фотоэлемент дымосигнализатора. На фотоэлементе возникает сигнал, который усиливается и вызывает замыкание электрической цепи сигнализации.

*Огнетушитель Т-7607* – предназначен для тушения пожара переднего багажника. Он представляет собой баллон цилиндрической формы с приваренными днищами. В нижней части баллона имеется пробка для слива остатков огнегасящего состава перед зарядкой огнетушителя. В верхней части установлен затвор механического типа. При открытии затвора происходит сжатие пружины клапана затвора, при его отпуске клапан закрывается. Таким образом, огнегасящий состав, который находится в огнетушителе можно использовать многократно. Огнетушитель закреплен на стенке шпангоута №4.

*Коллектор* предназначен для распыления огнегасящего состава в переднем багажнике.

### 6.6.2. Органы управления, индикации и сигнализации

Предусмотрены следующие органы управления, индикации и сигнализации:

- **АЗС СИГН. ПОЖАРА БАГАЖ.**, служит для включения в работу дымосигнализатора;
- **АЗС ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ПЛАНЕР**, служит для подготовки к работе сигнализации о пожаре;
- кнопка **ПРОВЕРКА ДС БАГАЖ.**, служит для проверки работоспособности дымосигнализатора. Расположена на левом пульте;
- рукоятка **ТУШЕНИЕ ПОЖАРА В БАГАЖНИКЕ** – для открытия механического затвора огнетушителя. Расположена на правом пульте;
- табло красного цвета **ПОЖАР БАГАЖН.**, загорается при срабатывании дымосигнализатора. Расположено в секции табло **ПЛАНЕР**;
- манометр замера давления воздуха в огнетушителе. Расположен на правом пульте.

### 6.6.3. Работа противопожарной системы переднего багажника

Система работает следующим образом. При появлении дыма в переднем багажнике дымосигнализатор выдает сигнал на табло **ПОЖАР БАГАЖН.** При этом правый летчик должен вытянуть рукоятку **ТУШЕНИЕ ПОЖАРА В БАГАЖНИКЕ**. В результате этого механический затвор огнетушителя открывается, и огнегасящий состав через коллектор поступает в отсек переднего багажника. Если пожар будет потушен то табло **ПОЖАР БАГАЖН.** погаснет.

### 6.7. Переносные огнетушители

Переносные огнетушители предназначены для ликвидации пожара в кабинах самолета. Их можно применять для тушения обшивки, облицовки, тканей, искусственной кожи, изоляции проводов, дерева, бумаги. На самолете установлено два огнетушителя, один из которых размещен на полу за креслом правого летчика, а другой – в пассажирской (грузовой) кабине на левом борту у входной двери.

Для ликвидации пожара необходимо направить распылитель на очаг пожара и открыть клапан вращением маховичка против часовой стрелки. Огнетушитель необходимо удерживать в вертикальном положении, не допуская отклонения от вертикальной оси во всех направлениях более **45°**.

## 6.8. Конструктивная защита

Конструктивная защита обеспечивает локализацию пожара в случае его возникновения.

Она включает в себя:

- противопожарную защиту входного канала охлаждения генераторов;
- противопожарную защиту маслорадиатора;
- средства локализации пожара.

*Противопожарная защита входного канала охлаждения генераторов* включает: заслонку, управляющий цилиндр и трубопровод.

При разрядке огнетушителя в гондолу двигателя огнегасящий состав, подводимый по трубопроводу, воздействует на поршень цилиндра, который через поводок повернет заслонку на закрытие канала.

*Противопожарная защита маслорадиатора* состоит из створки, направляющей тяги, пружины и плавкой вставки.

При повышении температуры среды в мотогондоле до  $140^{\circ}\pm 5^{\circ}\text{C}$  легкоплавкая вставка в течение **10с** расплавится и пружина закроет створку.

*Средства локализации пожара* предназначены для исключения распространения пожара на части самолета, смежные с зонами возможного его возникновения. Они выполнены в виде различных перегородок, облицовок, уплотнений, дренажных полостей.

## 6.9. Эксплуатация противопожарного оборудования

### 6.9.1. Внешний осмотр

При внешнем осмотре самолета необходимо обратить внимание на давление в огнетушителях, расположенных в гондолах двигателей.

Давление будет зависеть от температуры окружающей среды.

При температуре от **-10** до **+30°С** оно должно быть не менее **100 кгс/см<sup>2</sup>**.

### 6.9.2. Подготовка кабины, проверка работоспособности и управление

Исходное положение органов управления и контроля:

- на верхнем щитке все выключено;
- табло **ПОЖАР** и **ПОЖАР БАГАЖН** – не горят;

- кнопки **ТУШЕНИЕ** на центральном пульте закрыты защитными колпачками и законтрены;
- давление в огнетушителе переднего багажника должно быть не менее **12кгс/см<sup>2</sup>**;
- рукоятка **ТУШЕНИЕ ПОЖАРА В БАГАЖНИКЕ** – утоплена и законтрена;
- включить:
  - \* **АЗС АККУМУЛЯТОР I, II**;
  - \* **АЗСы ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ (4 шт)**;
  - \* **АЗС СИГН. ПОЖАР БАГАЖНИКА.**
- поочередно нажать на кнопки **ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ДВИГ. ЛЕВ (ПРАВ), ПЛАНЕР, ЭЛЕКТРО** на левом пульте и убедиться в том, что загораются все табло в секциях блока;
- убедиться, что загораются все сигнальные табло блока, в том числе:
  - \* секция **ДВИГ.ЛЕВ.(ПРАВ) – ПОЖАР** ;
  - \* секция **ПЛАНЕР – ПОЖАР БАГАЖНИКА**;
- проверить работоспособность систем сигнализации о пожаре с левого пульта при помощи кнопок **СИГНАЛИЗ. ПОЖАРА I, II, III**, установленных на щитке контроля;
- убедиться, что при этом загорается табло **ПОЖАР** и звенит звонок.
- нажать на кнопку **СИГН.** на левом пульте;
- убедиться, что загорелась зеленая контрольная лампа исправности пиропатронов.
- проверить исправность пиропатронов в пироголовках, для чего:
  - \* галетный переключатель поочередно установить в положение **ТУШЕНИЕ 1, ТУШЕНИЕ 2** влево и в положение **ТУШЕНИЕ 1,ТУШЕНИЕ 2** вправо, при этом загорается лампа зеленого цвета (за исключением нейтрального).
- проверить исправность дымосигнализатора багажника и цепи к нему, для чего:
  - \* нажать кнопку **ПРОВЕР. ДС БАГАЖН.** Убедиться, что загорелось табло **ПОЖАР БАГАЖН.**

## **6.10. Действия экипажа в полете при ликвидации пожара на самолете**

### **6.10.1. При возникновении пожара в гондоле двигателя**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- мигает красное сигнальное табло **ПОЖАР** в секции табло **ДВИГАТ. ЛЕВ (ПРАВ.)**;

- звенит звонок;

- изменяются параметры работы двигателя;

- появляются дым, пламя, запах гари в кабине.

#### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

При срабатывании световой и звуковой сигнализации о пожаре и отсутствии его внешних признаков (3,4) сигнал считать ложным.

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Рычаг **ТОПЛИВО**, загоревшегося двигателя, установить в положение **ЗАКРЫТО**.

2. Рычаг **ОТОПЛЕНИЕ** установить в положение **ЗАКРЫТО** (вниз).

3. Нажать кнопку **ТУШЕНИЕ ОСНОВ.** под предохранительным колпачком загоревшегося двигателя.

4. РУД, загоревшегося двигателя установить в положение **МАЛЫЙ ГАЗ**.

5. Нажать кнопку **РУЧНОЕ ФЛЮГИРОВАНИЕ**, загоревшегося двигателя. В случае отказа ручного флюгирования воздушного винта установить РУВ в положение **ФЛЮГЕР**.

6. Закрывать стоп-кран загоревшегося двигателя.

7. Выключить выключатель **ГЕН. ПОСТ.** на верхней панели. (Выключатель **ГЕН. ПЕРЕМ.** выключится автоматически).

8. Выключить **АЗСЫ ЗАПУСК, ЦЕБО, ТОПЛИВНЫЙ НАСОС, ИЗОЛИР. КЛАПАН** (если он был включен), загоревшегося двигателя.

#### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

Если при разрядке основных огнетушителей пожар потушить не удалось, то необходимо нажать кнопку **ТУШЕНИЕ ЗАПАС** под колпачком того двигателя, где возник пожар.

9. Доложить РП.

10. Выключатель радиоответчика установить в положение **АВАР.**

11. Через **5 мин** после ликвидации пожара включить отопление кабины.



После выключения двигателя полет производить в соответствии с РЛЭ.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.**

Повторный запуск двигателя после пожара **ЗАПРЕЩЕН!**

**6.10.2. При возникновении пожара в переднем багажнике**

**ПРИЗНАКИ:**

- горит красное сигнальное табло **ПОЖАР БАГАЖН.;**
- появление дыма, образование пузырей на ЛКП обшивки над багажником;
- повышение температуры задней стенки багажника.

**ПРИМЕЧАНИЕ.**

При срабатывании световой сигнализации о пожаре и отсутствии внешних признаков сигнал считать ложным.

**ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Вытянуть рукоятку **ТУШЕНИЕ ПОЖАРА В БАГАЖНИКЕ** на пульте правого летчика до упора на себя и держать ее до полного падения давления на манометре.
2. Начать экстренное снижение до высоты, безопасной по условиям погоды и рельефа местности.
3. Доложить РП.
4. Включить радиоответчик СО-69 в положение **АВАР.**
5. Надеть кислородную маску и противодымные очки (если это необходимо).
6. Открыть обе форточки кабины экипажа (для улучшения вентиляции).

**ПРИМЕЧАНИЕ.**

Если после применения огнетушителя пожар не ликвидирован и продолжает гореть табло **ПОЖАР БАГАЖН.**, то через **20 с** после разрядки огнетушителя правому летчику необходимо ощупать заднюю стенку переднего багажника (стенку за приборной доской).

Если температура стенки повышенная, то выполнить подготовку к аварийной посадке в объеме РЛЭ. В дальнейшем наблюдать за состоянием верхней поверхности переднего багажника и при обнаружении образования пузырей на ЛКП выполнить аварийную посадку.

### **6.10.3. При возникновении пожара в кабине самолета ПРИЗНАКИ.**

-появление дыма, запаха гари, открытого пламени и т.п.

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Определить источник пожара.
2. Начать экстренное снижение.
3. Доложить РП.
4. Включить радиоответчик СО-69 в положение **АВАР**.
5. Надеть кислородную маску и дымозащитные очки.
6. Приступить к тушению пожара.
7. Если источник пожара электрический, то необходимо выключить его АЗС.
8. При необходимости выполнить аварийную посадку.

#### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:**

Экипажу не допускать возникновения паники среди пассажиров.

## **6.11. Возможные неисправности и действия экипажа**

### **6.11.1 Отказ сигнализации о пожаре в гондолах двигателей**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- появление внешних признаков пожара (появление в кабине дыма и запаха гари, появление открытого пламени, получение информации от экипажей сзади летящих самолетов, получение информации с земли и т.п.).

- изменяются параметры работы двигателя;
- световая и звуковая сигнализация не включается.

**ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:** см. пункт **6.10.1. При возникновении пожара в гондоле двигателя.**

### **6.11.2. Отказ сигнализации о пожаре в переднем багажнике**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- появление внешних признаков (образование пузырей на ЛКП над багажником, дымление, повышенная температура задней стенки багажника);
- световая сигнализация не включается.

**ДЕЙСТВИЯ:** см. пункт **6.10.2 Действия экипажа при возникновении пожара в переднем багажнике.**

## **6.12. Общая характеристика и основные данные системы кондиционирования воздуха (СКВ)**

### **6.12.1. Общая характеристика**

Одним из важных требований, связанных с обеспечением условий для жизнедеятельности экипажа самолёта и пассажиров является создание в кабинах необходимого температурного режима.

Система кондиционирования воздуха (рис.6.3) предназначена для поддержания необходимой температуры воздуха и обеспечения достаточной вентиляции в кабинах самолёта.

Кроме того, воздух используется для обеспечения работоспособности аккумуляторных батарей путём подачи тёплого воздуха в их отсеки.

На самолёте применены вентиляционные кабины с наддувом воздуха от компрессоров двигателей и вентиляцией из атмосферы.

Поскольку самолёт Л-410-УВП-Э невисотный (его практический потолок составляет **4200 м**), то нет необходимости герметизировать кабины.

Горячий воздух отбирается от компрессоров двигателей, а холодный забирается из атмосферы. При необходимости горячий и холодный воздух можно смешивать, добиваясь получения приемлемой температуры воздуха.

### **6.12.2. Основные данные**

1. Температура воздуха, отбираемого от двигателя.....200...250°C
2. Давление воздуха за центробежной ступенью компрессора.....5,5кгс/см<sup>2</sup>
3. Максимальная температура воздуха, подаваемого в кабины.....80°C
4. Рекомендуемая температура воздуха в кабинах самолёта.....17° ...24°C.

### **6.12.3. Устройство и размещение агрегатов**

Система включает в себя следующие агрегаты:

- кран отбора горячего воздуха в систему;
- воздухозаборник;
- эжекторный смеситель;
- глушитель шума;
- распределитель воздуха;

- два патрубка обдува ног лётчиков;
- два патрубка обдува остекления фонаря кабины экипажа;
- термокомпенсаторы;
- два обратных клапана;
- два нижних распределительных короба;
- трубопроводы;
- трубопровод отвода воздуха в аккумуляторный отсек;
- датчики температуры.

*Кран отбора горячего воздуха* служит для открытия, закрытия и регулирования количества отбираемого от двигателя воздуха с помощью рукоятки **ОТОПЛЕНИЕ**. Кран установлен в районе **11...12 шп.** под передним зализом.

*Воздухозаборник* служит для забора атмосферного воздуха в систему, регулирование количества которого осуществляется заслонкой, управление которой осуществляется с помощью рукоятки **ВЕНТИЛЯЦИЯ**, расположен в носовой части фюзеляжа слева в районе **1...2 шп.**

*Эжекторный смеситель* – служит для смешения горячего и холодного (атмосферного) воздуха. Представляет собой корпус, внутри которого расположен кольцевой коллектор с отверстиями. Эффект эжекции (подсасывание холодного воздуха) осуществляется за счет создания в зоне выхода горячего воздуха из коллектора пониженного давления. Расположен в районе **2...3 шп.**

*Глушитель шума* – служит для понижения уровня шума воздуха, подаваемого в кабину самолета. Представляет собой корпус со звукоизоляционной обкладкой и два патрубка с отверстиями. Принцип снижения шума основан на поглощении энергии звуковых колебаний при дроблении струи воздуха на отдельные струйки с последующим их перемешиванием. Глушитель шума расположен в районе **3...4 шп.**

*Распределитель воздуха* – предназначен для распределения потока воздуха, подводимого в кабину экипажа на обдув ног лётчиков и на обдув остекления.

В распределителе установлено две заслонки. Одна из них предназначена для регулирования количества воздуха, подводимого в кабину экипажа, другая – для регулирования подачи воздуха на обдув остекления.



*Патрубки обдува ног летчиков* – служат для направления потока и регулирования потока воздуха, подаваемого на обдув ног летчиков. Установлены под ЛППД и ПППД. В каждой патрубке установлена заслонка для регулирования подачи воздуха.

*Патрубки обдува остекления* – предназначены для направления потока воздуха на стекла кабины. Размещены в верхних частях левого и правого пультов.

*Термокомпенсаторы* – предназначены для компенсации температурных деформаций трубопроводов системы. Представляют собой гофрированные элементы, которые обеспечивают свободное изменение длин трубопроводов без возникновения в них температурных напряжений расширения или сжатия.

*Обратные клапаны* – предназначены для предотвращения утечки воздуха, подаваемого от работающего двигателя в систему через неработающий двигатель. Клапаны лепесткового типа.

*Распределительные короба* – служат для равномерного распределения воздуха, подаваемого в грузовую кабину. Расположены вдоль грузовой кабины, внизу.

*Трубопроводы* – служат для соединения агрегатов и подвода воздуха к коробам и патрубкам.

*Датчики температуры* – служат для замера температуры воздуха в канале подвода воздуха в грузовую кабину и в грузовой кабине, а также для выдачи сигнала на двухстрелочный указатель температуры. Датчики расположены: один в трубопроводе подвода воздуха в грузовую кабину в районе **7.8 шп.**, другой в грузовой кабине в районе **11шп.** сверху по левому борту.

#### **6.12.4. Органы управления и индикации**

Органы управления:

- **АЗС ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ПЛАНЕР** – для включения системы индикации температуры воздуха в кабине и канале подвода и защиты её от короткого замыкания;

- *рукоятка* **ОТОПЛЕНИЕ** – для управления заслонкой крана отбора горячего воздуха в систему (при  $t_{\text{нв}}^{\circ} < -10^{\circ}$  кран отбора требуется открывать на большую величину, для чего откинуть ограничительную планку, размещённую на рукоятке);

- *рукоятка* **ВЕНТИЛЯЦИЯ** – для регулирования количества подаваемого в систему атмосферного воздуха;



- *рукоятка* **ЛОБОВЫЕ СТЁКЛА** – для регулирования количества воздуха, подаваемого на обдув остекления для предотвращения его запотевания;

- *рукоятка* **РЕГУЛИРОВАНИЕ ОБДУВКИ ПИЛОТСКОЙ КАБИНЫ** – для подачи воздуха в кабину.

- *две рукоятки управления подачей воздуха на обдув ног летчиков*, расположенные под приборными досками.

Органы индикации:

- двухстрелочный указатель значений температуры воздуха в грузовой кабине (верхняя шкала) и температуры воздуха в коробах (нижняя шкала). Сигнал поступает от приемников температуры, установленных в грузовой кабине и коробах.

На пульте левого лётчика установлены органы управления системой, прибор контроля температуры воздуха, подаваемого в кабины, и температуры воздуха в грузовой (пассажирской) кабине.

#### **6.12.5. Работа системы кондиционирования воздуха**

Система работает следующим образом. При работающих двигателях воздух, отбираемый от компрессоров, по трубопроводам через обратные клапаны, компенсаторы подходит к крану отбора горячего воздуха в систему.

При открытии крана отбора рукояткой **ОТОПЛЕНИЕ** горячий воздух подводится к эжекторному смесителю, в который также может подводится холодный воздух, и при открытии заслонки воздухозаборника рукояткой **ВЕНТИЛЯЦИЯ** в эжекторе воздух перемешивается.

Температура воздуха определяется пропорцией горячего и холодного воздуха, т.е. положением рукояток **ОТОПЛЕНИЕ** и **ВЕНТИЛЯЦИЯ**.

Затем воздух поступает в глушитель шума и далее по трубопроводам к патрубкам и коробам кабин самолёта.

В грузовую кабину воздух поступает постоянно при открытых заслонках рукоятками **ВЕНТИЛЯЦИЯ** и **ОТОПЛЕНИЕ**.

Температура в канале подвода в грузовую кабину и в грузовой кабине контролируется по двухстрелочному указателю.

При открытии заслонки распределителя рукояткой **РЕГУЛИРОВАНИЕ ОБДУВКИ ПИЛОТСКОЙ КАБИНЫ** воздух поступает к заслонкам обдува ног летчиков и к заслонке обдува остекления. Заслонки управляются соответствующими рукоятками.

### **6.12.6. Система индивидуальной вентиляции**

Система индивидуальной вентиляции предназначена для подачи заборного воздуха непосредственно к каждому из летчиков или пассажиров по их желанию.

Она включает в себя:

- два воздухозаборника индивидуальной вентиляции летчиков;
- два насадка индивидуальной вентиляции летчиков;
- трубопроводы;
- два воздухозаборника индивидуальной вентиляции пассажиров;
- два верхних короба;
- насадки индивидуальной вентиляции пассажиров.

*Воздухозаборники* индивидуальной вентиляции летчиков расположены в носовой части фюзеляжа между **2...3 шп.**, перед лобовыми стеклами фонаря кабины, представляют собой углубления, выполненные в обшивке, закрытые сверху решеткой. К днищу воздухозаборника сваркой приварен штуцер, на который одевается гибкий шланг, соединяющий его с насадкой индивидуальной вентиляции.

*Насадки индивидуальной вентиляции летчиков* установлены в верхней части пультов летчиков. При вращении регулирующего вентиля против часовой стрелки клапан будет открываться.

*Воздухозаборники индивидуальной вентиляции пассажиров* расположены между **5...6 шп.**, вверху, по левому и правому бортам. Каждый из них соединен с соответствующим коробом.

*Короба* установлены под потолком грузокабины. На них установлены насадки индивидуальной вентиляции пассажиров.

В полете под действием скоростного напора воздух попадает в верхние короба, а оттуда через открытые насадки индивидуальной вентиляции к пассажирам.

## **6.13. Эксплуатация системы кондиционирования воздуха (СКВ)**

### **6.13.1. Внешний осмотр**

Убедиться в чистоте воздухозаборников СКВ и системы вентиляции кабин.

### 6.13.2. Подготовка кабины, проверка работоспособности и управление

*Перед запуском*

- рукоятку **ОТОПЛЕНИЕ** установить в положение **ЗАКРЫТО**.

*После запуска двигателей*

- при открытой заслонке **ВЕНТИЛЯЦИЯ** рукоятки **ОТОПЛЕНИЕ** и **РЕГУЛИРОВАНИЕ ОБДУВА КАБИНЫ ПИЛОТОВ, ЛОБОВЫЕ СТЕКЛА** установить в положение **ОТКРЫТО** и убедиться в поступлении тёплого воздуха на лобовые стёкла и на ноги.

- после проверки рукоятку **ОТОПЛЕНИЕ** установить в положение **ЗАКРЫТО**.

Взлёт самолёта производится с закрытым краном отопления, т.е. рукоятка **ОТОПЛЕНИЕ** должна быть в положении **ЗАКРЫТО** (вниз).

*На рулении и в полёте*

На рулении система может быть включена.

В полёте система отопления включается после взлёта и перевода с взлётного режима работы двигателей на пониженный, рукоятки **ВЕНТИЛЯЦИЯ**, **ОТОПЛЕНИЕ** устанавливаются в такое положение, чтобы температура подаваемого воздуха не превышала **80°С**, а температура воздуха в пассажирской кабине поддерживалась в пределах **17...24°С**.

При заходе на посадку после 4 разворота **Н=200м** необходимо закрыть отбор воздуха от двигателей рукояткой **ОТОПЛЕНИЕ**, переведя её в нижнее положение.

Перед выключением двигателей на земле необходимо выключить систему СКВ.

### 6.14. Действия экипажа при отказах и неисправностях СКВ в полёте

#### 6.14.1. Чрезмерный износ уплотняющих поверхностей заслонки крана отбора горячего воздуха в СКВ или заклинивание заслонки в открытом положении

**ПРИЗНАКИ:**

- при крайнем нижнем положении рукоятки **ОТОПЛЕНИЕ** в кабины поступает горячий воздух.

**ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Перевести рукоятку **ВЕНТИЛЯЦИЯ** в такое положение, чтобы температура воздуха, подаваемого в кабины, не превышала **80°С**.

После посадки доложить о неисправности техническому составу.

#### **6.14.2. Заслонка крана отбора горячего воздуха в СКВ открывается не полностью**

##### **ПРИЗНАКИ:**

- уменьшение интенсивности отопления при нормальной работе двигателей.

##### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

В полёте данную неисправность устранить невозможно. После посадки доложить о неисправности наземному техническому составу.

#### **6.14.3. Заедание заслонки крана отбора горячего воздуха в СКВ или проводки управления заслонкой**

##### **ПРИЗНАКИ:**

- чрезмерно большое усилие на рукоятке **ОТОПЛЕНИЕ**.

##### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. После посадки самолета доложить наземному техническому составу о неисправности.

#### **6.15. Система впрыска воды: устройство и работа**

Система впрыска воды в компрессоры двигателей (рис.6.4) служит для восстановления максимальной мощности при высоких температурах наружного воздуха и при понижении атмосферного давления, а также для промывки компрессоров при техническом обслуживании.

Система впрыска воды включает в себя:

- бак для хранения воды (емкость **11л**);
- насос шестеренного типа, электроприводной.
- перепускной клапан с рукояткой степени впрыска;
- сигнализатор давления, предназначенный для включения сигнального табло **ВПРЫСК ВОДЫ** при достижении давления **0,4 кг/см<sup>2</sup>**. Он же автоматически выключает насос при понижении давления до **0,1 кг/см<sup>2</sup>**;

- два крана переключения, предназначенных для пропуска воды в коллекторы впрыска соответствующего двигателя от насоса или наземной установки. Имеют положения **ВПРЫСК ВОДЫ** и **ПРОМЫВКА**;

- выпускной электромагнитный клапан, предназначенный для слива воды из бака в атмосферу;

- коллекторы впрыска с шестью форсунками, установленные по одному на каждом двигателе.

В основном все агрегаты системы впрыска воды размещены в правой гондоле шасси.

Система впрыска воды применяется при температуре наружного воздуха выше  $+23^{\circ}\text{C}$  для восстановления максимальной мощности двигателей. Насос имеет перепускной клапан, который при помощи рукоятки степени впрыска можно переставить на один из трех режимов. Режим работы насоса определяется по графику в РЛЭ самолета в зависимости от температуры наружного воздуха и атмосферного давления. Для каждого режима бак заправляется соответствующим количеством воды (таблица 6.1).

Таблица 6.1

Режим	Количество воды, л	Давление воды за насосом, кгс/см <sup>2</sup>
1	3,3	0,75
2	6,7	2,6
3	10	4,6

Система приводится в готовность включением АЗС **ВПРЫСК ВОДЫ**, **ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ПЛАНЕР** и установки РУД обоих двигателей на максимальный режим. Включение системы производится нажатием на кнопку **ВПРЫСК ВОДЫ** на переднем пульте управления. При этом вступает в работу насос и подает воду под давлением через коллекторы впрыска в компрессор. При достижении давления воды  $0,4 \text{ кгс/см}^2$  срабатывает сигнализатор, который блокирует питание электродвигателя насоса и подает питание на табло **ВПРЫСК ВОДЫ**. После загорания табло кнопку можно отпустить. После выработки воды и падения давления до  $0,1 \text{ кгс/см}^2$  сигнализатор давления выключает насос и табло **ВПРЫСК ВОДЫ**.

Систему можно выключить из работы путем нажатия кнопки **ВПРЫСК ВОДЫ ВЫКЛ.**, расположенной на центральном пульте или же переводом РУД на пониженный режим ( $n_r < 88-92\%$ ).

Для удаления воды из бака необходимо включить выключатель **ВЫПУСК ВОДЫ** на правом пульте, при этом срабатывает выпускной электромагнитный клапан, и вода сливается из бака в атмосферу.





### 6.15.1. Эксплуатация системы впрыска воды

*Внешний осмотр:*

- убедиться в соответствии заправки воды и установки степени впрыска насоса значениям температуры и давления атмосферного воздуха;

- убедиться в надежном закрытии лючков системы впрыска.

*Перед запуском:*

- включить АЗС **ВПРЫСК ВОДЫ**;

- проверить включение АЗС **ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ПЛАНЕР**.

*На исполнительном старте:*

- увеличить мощность двигателей до удержания самолета тормозами ( $M_{кр} \geq 60\%$ );

- растормозив колеса, начать разбег, одновременно повысить режим работы двигателей до максимального взлетного ;

- нажать кнопку **ВПРЫСК ВОДЫ ВКЛ.**;

- убедиться в уменьшении  $T_{мт}$  на **20-30°C**.

*В полете:*

- на высоте **400 м** выключатель **ВЫПУСК ВОДЫ** на правом пульте включить и слить оставшуюся в системе воду.

### 6.16. Общая характеристика и основные данные противообледенительных систем (ПОС)

#### 6.16.1. Общая характеристика

Для предотвращения обледенения самолета Л-410 УВП-Э предусмотрены противообледенительные системы различных типов (рис.6.5), которые установлены в местах наиболее подверженных обледенению.

От обледенения защищаются:

- передние кромки крыла и хвостового оперения;

- воздухозаборники двигателей;

- лобовые стекла летчиков;

- приемники воздушного давления; $\geq$

- лопасти воздушных винтов.

ПОС крыла и хвостового оперения пневмомеханического типа, принцип действия которой основан на механическом воздействии на отложившийся на поверхности лед за счет периодического изменения формы защищаемой поверхности, что приводит к разрушению корки льда и сбрасыванию его с поверхности самолета набегающим потоком воздуха.

С этой целью на передних кромках крыла и хвостового оперения закреплен резиновый протектор, образующий продольные эластичные камеры, в которые при необходимости подается под давлением воздух от компрессоров двигателей.

В результате протектор раздувается, а отложившийся на нем лед растрескивается. Так как воздух, поступающий в ПОС из-за компрессоров двигателей, обладает высокой температурой ( $250^{\circ}\text{C}$ ), это позволяет данной системе кроме механического воздействия на лед использовать и тепловой эффект.

Лобовые стекла летчиков, приемников воздушного давления и лопасти воздушных винтов имеют электрообогрев.

Сигнализаторы обледенения информируют летчиков о начале обледенения. С этой целью на самолете установлен вращающийся сигнализатор обледенения, который выдает сигнал на сигнальное табло **ОБЛЕД**. Кроме этого, для визуального контроля интенсивности обледенения имеется статический указатель обледенения.

### 6.16.2. Основные данные

1. ПОС крыла и хвостового оперения:

а) способы управления системой:

- автоматический;
- ручной.

б) режим работы при автоматическом управлении:

- быстро;
- медленно.

в) длительность цикла, выбираемая летчиком

в зависимости от интенсивности обледенения:

- в режиме «**быстро**».....60 с
- в режиме «**медленно**».....180 с

г) давление воздуха, отбираемого

от компрессоров двигателей:..... $5,5 \text{ кгс/см}^2$

д) давление воздуха, подаваемого в камеры

протектора..... $1,2 \dots 1,3 \text{ кгс/см}^2$

е) максимальное давление воздуха, подаваемого

в камеры протектора (срабатывание предохранительного клапана): ..... $1,4 \dots 1,5 \text{ кгс/см}^2$

ж) максимальная отрицательная температура

наружного воздуха, при которой разрешается пользоваться ПОС: ..... $- 30^{\circ}\text{C}$

2. ПОС воздухозаборников двигателей.

- способ управления.....ручной
- режим работы.....постоянный

- давление воздуха отбираемого от компрессора ..... 6 кгс /см<sup>2</sup>
- время перестановки сепаратора льда в крайние положения .....20 с.

### 6.16.3. Противообледенительная система планера

ПОС планера предназначена для защиты от обледенения передних кромок крыла, стабилизатора и киля самолета.

### 6.16.4. Устройство и размещение агрегатов

ПОС крыла и хвостового оперения включают в себя:

- воздушные камеры;
- редуктор;
- электромагнитный кран (одинарный);
- электромагнитный кран (сдвоенный);
- два обратных клапана;
- трубопроводы;
- термокомпенсаторы;
- электронное реле времени;
- вращающийся сигнализатор обледенения;
- статический указатель обледенения.

*Воздушные камеры* – служат для подвода в них воздуха от компрессоров двигателей. Они расположены вдоль передней кромки крыла и хвостового оперения и разделены на 3 секции А, В, С. Каждая воздушная камера образована обшивкой передней кромки крыла (хвостового оперения) и закреплены на ее наружной поверхности эластичным протектором на внутренней поверхности обшивки закреплен патрубок подвода воздуха в камеру, к которому присоединяется трубопровод подвода воздуха от компрессора.

*Редуктор* – предназначен для понижения давления воздуха, подаваемого в воздушную камеру. Он состоит из корпуса, крышки, клапана, редукционной пружины, мембраны, предохранительного клапана с пружиной.

Воздух, поступающий в систему из-за компрессора, под давлением **5,55 кгс/см<sup>2</sup>** проходит через кольцевое отверстие, увеличивая сопротивление движению воздуха. Это ведет к снижению давления. Если по каким-либо причинам давление воздуха в выходном патрубке возрастает до **1,45 кгс/см<sup>2</sup>**, то при этом откроется предохранительный клапан и перепустит часть воздуха через отверстия в корпусе в атмосферу, чем предотвращается повышение давления на выходе из редуктора выше **1,45 кгс/см<sup>2</sup>**. Установлен на шп. 11...12 вверху.

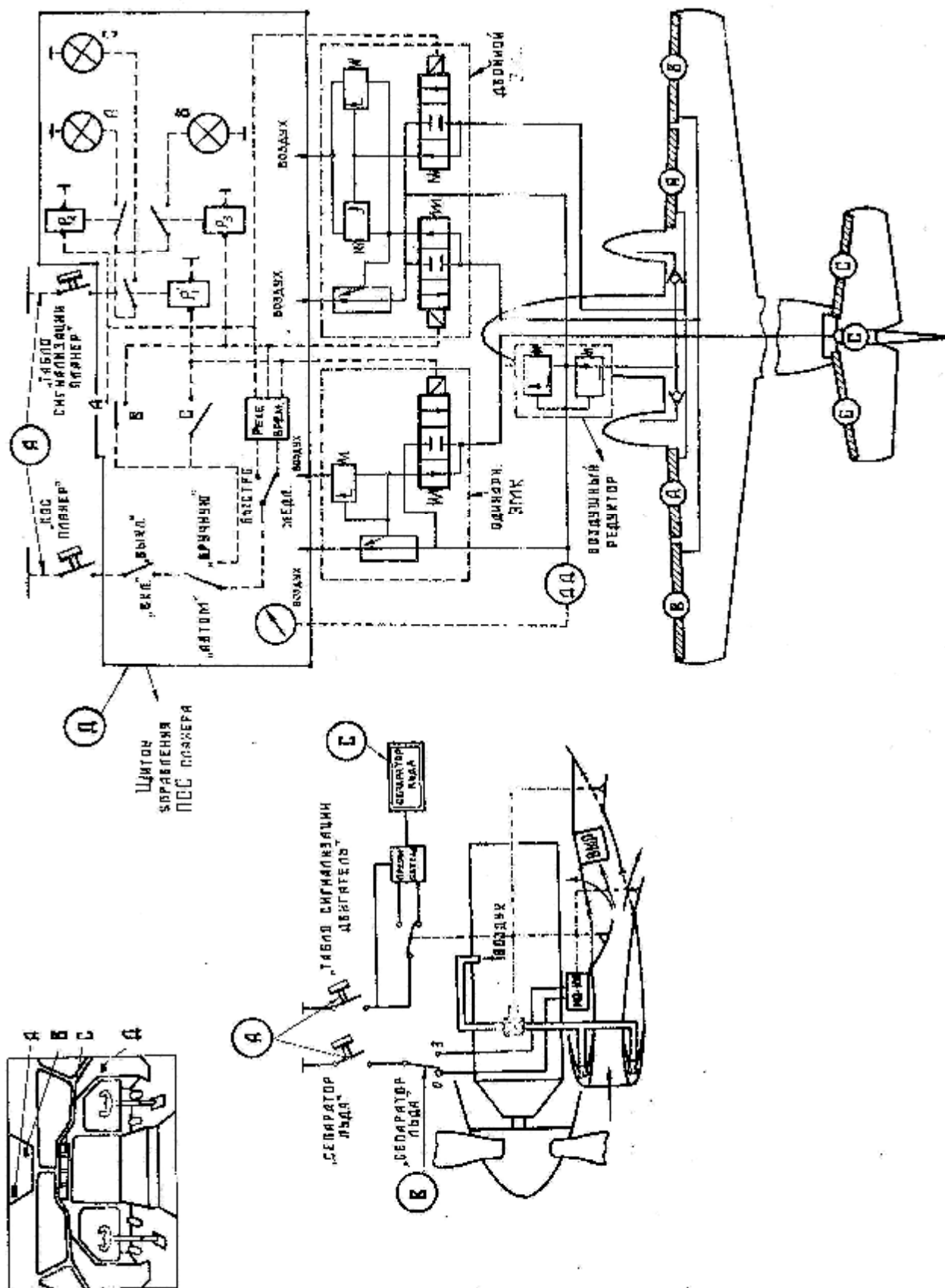


Рис. 6.5. Противообледенительные системы

*Электромагнитные краны* – предназначены для открытия подвода воздуха от компрессоров двигателей в воздушные камеры, при их наполнении и соединения камер с атмосферой при опустошении. В системе установлено 3 электромагнитных крана. Каждый кран управляет подводом воздуха в камеры своей секции. Электромагнитные краны управляют подводом воздуха в камеры своей секции. Конструктивно они выполнены аналогично друг другу. Электромагнитные краны, управляющие подводом воздуха в крыльевые секции, размещены в одном корпусе. Поэтому в системе установлены 2 крана:

1-одинарный, 2-й сдвоенный.

Электромагнитный кран состоит из корпуса, в котором установлены переключающий и выпускной клапан, электромагнит и эжектора. Установлены ЭМК на **шп. 11...12.**

*Термокомпенсаторы* – предназначены для компенсации температурных напряжений в трубопроводах подвода горячего воздуха. Установлен на **шп. 11...12.**

*Обратные клапаны* – служат для предотвращения утечки воздуха из системы через неработающий двигатель. Установлены в трубопроводе подвода воздуха в систему ПОС.

*Электронное реле времени* – служит для автоматического управления электромагнитными кранами в автоматическом режиме работы системы. Длительность цикла в реле задается установкой в соответствующее положение переключателя **БЫСТРО-МЕДЛЕННО.**

#### **6.16.5. Органы управления, индикации и сигнализации**

К ним относятся:

- АЗСы **ПОС ПЛАНЕР** и **ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ЭЛЕКТРО**, служат для защиты цепей питания системы и сигнализации от перегрузок и короткого замыкания. Расположены на верхнем щитке.;

- щиток управления и контроля:

\* главный выключатель. Имеет положения **ВКЛ.** и **ВЫКЛ.** Включает систему в работу;

\* переключатель способов управления, имеет положения **АВТОМ.** и **ВРУЧНУЮ**;

\* указатель расположения протекторов ПОС планера;

\* три желтых лампы контроля включения соответствующей секции. Сигнал поступает от соответствующего ЭМК при его открытии;

\* два переключателя ручного управления ЭМК;

\* переключатель режимов работы системы. Имеет положения **БЫСТРО** и **МЕДЛЕННО**. Задаёт длительность цикла электронного реле времени;

\* кнопка контроля исправности ламп;

\* указатель давления воздуха, поступающего в секции ПОС.

Щиток управления и контроля расположен на правом пульте.

- АЗС **УКАЗАТ. СТАТИЧ.** предназначен для защиты цепей питания системы обогрева статического указателя от перегрузок и короткого замыкания. Расположен на верхнем щитке;

- кнопка включения подсвета статического указателя обледенения в ночное время. Расположена у бокового стекла левого летчика;

- выключатель **УКАЗАТЕЛЬ СТАТ.** Предназначен для включения и обогрева статического указателя. Расположен на верхнем щитке в группе **ПРОТИВООБЛЕДЕНЕНИЕ**;

- сигнальное табло желтого цвета **ОБЛЕД.**, расположенное в секции сигнальных табло **ЭЛЕКТРО**. сигнализирует о начале обледенения. Сигнал поступает от вращающегося сигнализатора обледенения.

#### 6.16.6. Работа противообледенительной системы планера

Для включения ПОС крыла и хвостового оперения необходимо включить АЗС **ПОС-ПЛАНЕР**, а на щитке управления ПОС планера установить:

- главный выключатель в положение **ВКЛ**;

- переключатель рода работ в положение **АВТОМАТ**.

При этом вступит в работу автомат циклического наполнения и обеспечит периодическое включение каждого электромагнитного крана. Включение крана сигнализируется загоранием соответствующей синей лампы (**А,В,С**) на коробке управления.

При получении информации о начале обледенения летчик в зависимости от интенсивности обледенения выбирает режим работы системы и задаёт его установкой переключателя в положения **БЫСТРО** или **МЕДЛЕННО**. При этом воздух, отбираемый от двигателей с давлением **5...5,5 кгс/см<sup>2</sup>**, пройдя обратные клапаны, поступает к воздушному редуктору, в котором



проходит снижение давления воздуха до **1,2...1,3 5 кгс/см<sup>2</sup>**. Воздух с таким давлением поступает к электромагнитным кранам. Электронное реле поочередно включает тот или иной электромагнитный кран, который, в свою очередь, обеспечивают наполнение и опустошение соответствующих воздушных камер (**А**, **В** или **С**). Наполнение секций длится **5 с**, а опустошение **55 с** в режиме **БЫСТРО** и **175 с** в режиме **МЕДЛЕННО**. В случае отказа электронного реле времени используется ручное управление работой системы, для этого необходимо установить переключатель **АВТОМ-ВРУЧНУЮ** в положение **ВРУЧНУЮ** и включить главный выключатель на щитке управления. Управление электромагнитными кранами осуществляется поочередным включением переключателей ручного управления в положения **А**, **В** и **С**. Длительность цикла при ручном управлении определяет летчик в зависимости от интенсивности обледенения.

## **6.17. Противообледенительная система (ПОС) воздухозаборников двигателей**

### **6.17.1. Устройство и размещение агрегатов**

Каждый двигатель имеет автономную противообледенительную систему (рис.6.5), которая включает:

- тепловую камеру;
- запорный кран;
- два сепаратора льда (створки);
- дополнительную створку;
- электромеханизм МП-100.
- концевой выключатель;

*Тепловая камера* предназначена для предотвращения отложения льда на передней части воздухозаборника двигателя или удаления с нее уже отложившегося льда.

*Запорный кран* служит для открытия и закрытия магистрали подвода горячего воздуха на обогрев воздухозаборника. Расположен в гондоле двигателя.

*Два сепаратора льда* (верхний и нижний). Верхний сепаратор изменяет направление движения отколовшегося льда, а нижний сепаратор (створка) через открывшуюся щель выбрасывает его в атмосферу (установлены в проточной части, перед маслорадиатором).

*Дополнительная створка* предназначена для улучшения работы маслорадиатора в момент открытого положения створки удаления льда. Воздух, выходящий через дополнительную створку, создает разряжение за маслорадиатором, в результате чего воздух эжектируется (подсасывается) через соты маслорадиатора, повышая его эффективность.

*Электромеханизм МП-100* служит для дистанционного управления открытием и закрытием запорного крана и отклонением створок сепаратора льда (управление краном и сепаратором заблокировано). Установлен в гондоле двигателя, в нижней крышке капота.

*Концевой выключатель* служит для разрыва цепи питания МП-100 в крайних положениях его штока.

### **6.17.2. Органы управления, индикации и сигнализации**

К ним относятся:

- два АЗС **СЕПАР. ЛЬДА** и два АЗС **ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ДВИГ. ЛЕВ. (ПРАВ.)**, предназначены для защиты цепей питания системы и сигнализации от короткого замыкания (на верхнем щитке в группе **АВТОМАТЫ ЗАЩИТЫ**);

- два выключателя **СЕПАР. ЛЬДА ЛЕВ. (ПРАВ.)** служат для дистанционного управления МП-100 левого и правого двигателей (на верхнем щитке в группе **ПРОТИВООБЛЕДЕНИЕ**);

- два табло **СЕПАР. ЛЬДА** зеленого цвета. Служат для контроля за работой системы. При включении системы (во время отклонения верхнего сепаратора) табло мигает, а при полном его открытии горит постоянно. Установлены по одному в соответствующих секциях **ДВИГАТЕЛЬ ЛЕВ. (ПРАВ.)**.

### **6.17.3. Работа противообледенительной системы воздухозаборников двигателя**

Система работает следующим образом: горячий воздух от компрессора двигателя через открывшийся запорный кран поступает в тепловую камеру. Обшивка тепловой камеры прогревается, что препятствует кристаллизации влаги, попадающей на ее поверхность. При наличии сколов льда, за счет воздушного потока лед будет выбрасываться наружу через открытую заслонку сепаратора льда.

Для информирования экипажа о начале и интенсивности обледенения на правой стороне носового обтекателя фюзеляжа

смонтирован вращающийся сигнализатор обледенения, а у левого бокового окна пилотской кабины – визуальный указатель обледенения. Вращающийся сигнализатор обледенения включается в работу выключателем **СИГНАЛИЗ. ВРАЩ.** на верхнем щитке. Начало обледенения сигнализируется загоранием желтого табло **ОБЛЕДЕНЕНИЕ**. Визуальный указатель снабжен лампочкой подсвета и электронагревательным элементом для сброса льда. Электрическая схема ПОС крыла, хвостового оперения и воздухозаборников двигателей питается через АЗСы **ПОС-ПЛАНЕР, СЕПАРАТОР ЛЬДА ЛЕВ. (ПРАВ.)**, расположенные на верхнем щитке.

Для включения ПОС воздухозаборника двигателя необходимо включить АЗС **СЕПАРАТОР ЛЬДА ЛЕВ.(ПРАВ.)** и переключатель **СЕПАРАТОР ЛЬДА ЛЕВ.(ПРАВ.)**. Для выключения ПОС воздухозаборника двигателя необходимо переключатель **СЕПАРАТОР ЛЬДА ЛЕВ.(ПРАВ.)** установить в положение **ВЫКЛ.** В промежуточном положении запорных кранов, табло **СЕПАР. ЛЬДА** работает в мигающем режиме. Сигнализация от МКВ.

## **6.18. Эксплуатация противообледенительных систем**

### **6.18.1. Эксплуатация ПОС крыла и хвостового оперения**

ПОС крыла и оперения разрешается использовать на всех этапах полета самолета, кроме взлета, т.к. отбор воздуха в ПОС планера понижает мощность двигателей.

*Внешний осмотр:*

- убедиться в отсутствии повреждений протекторов ПОС крыла и хвостового оперения.

*Перед запуском двигателей:*

- включить АЗСы **ПОС ПЛАНЕРА, ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ЭЛЕКТРО**.

*После запуска двигателей:*

- на щитке управления ПОС планера главный выключатель установить в положение **ВКЛ.**;

- убедиться, что загорелись три лампочки подсветки на щитке управления;

- переключатель **АВТОМ. – ВРУЧНУЮ** установить в положение **ВРУЧНУЮ**;

- поочередно нажимные переключатели ручного управления ставить в положение **А, В, С** с выдержкой **1-2 с**;
- убедиться в загорании соответствующих лампочек у переключателей **А, В, С**;
- убедиться, что манометр показывает давление **1,2-1,3 кгс/см<sup>2</sup>**;
- главный выключатель поставить в положение **ВЫКЛ.**

*На исполнительном старте :*

независимо от атмосферного давления, необходимо:

- на верхней панели включить **УКАЗАТЕЛЬ ВРАЩ.** (не раньше, чем за **1 мин** при положительных и за **3 мин** при отрицательных температурах наружного воздуха).

*В полете:*

перед входом в зону возможного обледенения (ТНВ **+5°С** и ниже при наличии облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси) необходимо:

- на щитке управления ПОС планера включить главный выключатель;
- переключатель рода работ поставить в положение **АВТОМ.**;
- переключатель режимов работы поставить в положение **БЫСТРО** или **МЕДЛЕННО** в зависимости от скорости отложения льда. Контроль за работой системы по загоранию лампочек **А, В, С** и по манометру, установленному на щитке управления.

После выхода из зоны обледенения необходимо:

- на верхней панели включить **УКАЗАТ. СТАТИЧ.** на время необходимое для удаления льда, а затем выключить;
- на щитке управления ПОС планера главный выключатель поставить в положение **ВЫКЛ.**

*После посадки и выключения двигателей*

- на верхней панели выключить **УКАЗАТ. ВРАЩ.**

## **6.18.2. Эксплуатация ПОС воздухозаборников двигателей**

*Внешний осмотр:*

- проверить плотность прилегания створок ПОС воздухозаборника двигателя;
- убедиться в отсутствии повреждения тепловой камеры воздухозаборника двигателя.

*Перед запуском двигателей:*

- включить **АЗС СЕПАР. ЛЬДА ЛЕВ. (ПРАВ. )**.

*После запуска двигателей:*

- проверить работоспособность ПОС воздухозаборников двигателей для чего:

\* включить АЗС СЕПАР. ЛЬДА ЛЕВ. (ПРАВ.) на верхней панели в группе ПРОТИВООБЛЕДЕНЕНИЕ;

\* убедиться, что табло СЕПАР. ЛЬДА мигает в течение 20 с, а затем горит постоянно;

\* выключить выключатель СЕПАР. ЛЬДА ЛЕВ. (ПРАВ.) на верхней панели в группе ПРОТИВООБЛЕДЕНЕНИЕ;

\* убедиться, что табло СЕПАР. ЛЬДА мигает в течение 20 с, а затем гаснет.

*В полёте перед входом в зону вероятного обледенения ( $T_{\text{НВ}} = -5^{\circ}\text{C}$  и ниже при наличии облачности, тумана, мороси, дождя или снегопада) необходимо:*

- на верхней панели переключатели СЕПАР. ЛЬДА (лев., прав.) поставить в положение включено. При этом на табло сигнализации должны загореться табло СЕПАР. ЛЬДА. При открытом сепараторе льда наблюдается увеличение температуры газов между турбинами двигателей  $T_{\text{мт}}$  на  $20...30^{\circ}\text{C}$  и падение  $M_{\text{кр}} = 4\%$ . Кроме того, возможно увеличение температуры масла (но не допускается увеличение температуры масла больше  $85^{\circ}\text{C}$ ).

*После выхода из зоны обледенения необходимо:*

- переключатели СЕПАР. ЛЬДА поставить в положение **ВЫКЛЮЧЕНО**.

## **6.19. Эксплуатация системы при отказах и неисправностях**

### **6.19.1. Перегорание сигнальных ламп контроля наполнения секции А, В, С**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- незагорание одной, двух, трех сигнальных ламп (А, В, С) при работе системы в автоматическом режиме.

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Убедиться в перегорании ламп нажатием на кнопку **КОНТРОЛЬ А, В, С** и в случае перегорания ламп произвести замену.

### **6.19.2. Отказ реле времени**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- незагорание одной, двух, трех сигнальных ламп (А, В, С) при включении автоматического управления работой системы.

## **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Перейти на ручное управление работой системы, для чего:
  - переключатель **АВТОМАТ – ВРУЧНУЮ** на щитке управления установить в положение **ВРУЧНУЮ**;
  - главный выключатель установить в положение **ВКЛ.**;
  - переключатель ручного управления поочередно установить в положение **А , В, С** на время **5с**;
  - контролировать работу системы по загоранию сигнальных ламп **А , В, С** и следить за давлением воздуха, поступающего в воздушные камеры по указателю давления на щитке управления.

### **6.19.3. Полный отказ ПОС планера**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- давление воздуха, поступающего в воздушные камеры меньше **1,2 кг/см<sup>2</sup>** или больше **1,4 кг/см<sup>2</sup>** (Стрелка указателя находится вне зеленого сектора).

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Главный выключатель на щитке установить в положение **ВЫКЛ.**
2. Выйти из зоны обледенения.

### **6.19.4. Отказ одной секции ПОС планера**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- падает давление воздуха по указателю на щитке управления ПОС ниже **1,2 кг/см<sup>2</sup>** в момент наполнения воздушной камеры отказавшей секции.

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Проверить температуру газов между турбинами в момент наполнения отказавшей секции. Она не должна повышаться более чем на **30°** от исходного значения, в противном случае необходимо перейти на ручное управление и в дальнейшем неисправную секцию не включать.
2. По возможности покинуть зону обледенения.



### **6.19.5. Отказ (или снижение эффективности) ПОС воздухозаборника двигателя**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- нарастание льда на передней кромке воздухозаборника данного двигателя.

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Доложить РП об отказе;
2. Запросить разрешение об изменении эшелона полета для выхода из зоны обледенения.

## ГЛАВА 7. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА И ЕЁ СИСТЕМЫ

### 7.1. Общая характеристика силовой установки и устройство её функциональных модулей

#### 7.1.1. Общая характеристика силовой установки

Силовая установка самолета Л-410УВП-Э включает в себя: двигатели, входное и выходное устройство и системы, обеспечивающие работу и защиту двигателей от опасных режимов.

Авиационный двигатель М-601Е (рис.7.1) является турбовинтовым двигателем со свободной турбиной и обратным потоком воздуха и газов и относится к классу турбовальных двигателей.

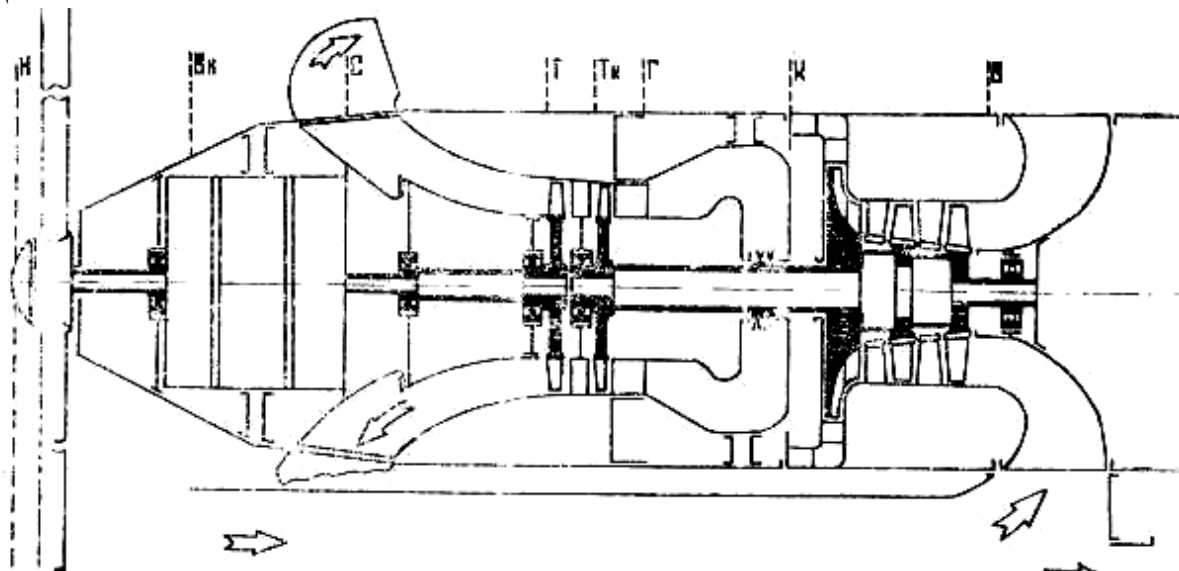


Рис. 7.1. Силловая схема двигателя

Двигатель состоит из двух основных частей:

- газогенератора;
- приводной части.

*Газогенератор* включает в себя:

- осецентробежный компрессор (две первые ступени осевые, третья ступень – центробежная);
- кольцевую камеру сгорания;
- одноступенчатую турбину газогенератора.

*Приводная часть* включает в себя:

- свободную турбину;
- двухступенчатый редуктор.

Совместно с двигателем работает тянущий винт изменяемого в полете шага (ВИШ) В-510.

Устойчивую работу двигателя на всех режимах обеспечивают:

- пусковая система;
- масляная система;
- системы топливопитания и автоматического управления подачей топлива в камеру сгорания;
- система впрыска охлаждающей жидкости;
- системы управления воздушным винтом;
- система ограничений.

Двигатель М-601Е имеет ряд принципиальных особенностей.

1. Несвязанность роторов газогенератора и свободной турбины улучшает экономичность двигателя.

2. Использование косозубого зацепления в редукторе для (ИКМ) упрощает конструкцию и облегчает массу двигателя.

3. Применение вращающихся центробежных струйных форсунок уменьшает давление топлива перед форсунками и снижает массу системы.

4. Использование внутреннего объема двигателя в качестве маслобака уменьшает габариты двигателя и массу системы.

5. Наличие комбинированного (осецентробежного) компрессора уменьшает осевой размер двигателя, увеличивает степень повышения давления в компрессоре  $p_k$  и улучшает характеристики компрессора.

### **7.1.2. Устройство функциональных модулей силовой установки**

Модуль – это группа сборочных единиц, выполняющая определенную функцию. Может быть заменен (модуль) в условиях эксплуатации без подгоночных, балансировочных работ и испытаний двигателя на стенде.

Двигатель М-601Е, как составная часть силовой установки, включает в себя следующие функциональные модули:

- входное устройство (воздухозаборник, две противопожарные перегородки и защитная сетка);
- компрессор с клапаном перепуска воздуха;
- камеру сгорания кольцевого типа;
- осевую 2-х ступенчатую турбину (I ст. – турбина компрессора; II ст. – свободная турбина);
- выходное устройство (корпус, силовой конус, изолирующий кожух, 2 выхлопных патрубка.);
- понижающий редуктор с измерителем крутящего момента (ИКМ);
- коробку приводов, обеспечивающую привод агрегатов двигателя и самолета и являющуюся маслобаком.

## 7.2. Основные данные, режимы работы и эксплуатационные ограничения двигателя М-601Е

### 7.2.1. Основные данные

Обозначение двигателя.....	Вальтер М-601Е
Воздушный винт.....	пятилопастной В-510
Габаритные размеры:	
- длина.....	1,675м
- ширина (без выхлопных патрубков).....	0,590м
- высота.....	0,650м
- диаметр винта.....	2,3м
Масса (без агрегатов систем топливопитания, ПОС винта, регулятора винта и проводки управления).....	200кг
Расход воздуха.....	3,6кг/с
Степень повышения давления в компрессоре $p_k$ .....	6,65
Отбор воздуха для нужд планера самолета ( $H=4200$ м, $V_H=400$ км/ч).....	62г/с
Время приемистости.....	5с
Максимальная эквивалентная мощность двигателя .....	630 кВт
Максимальная тяга двигателя.....	1200кг/с
Максимальный расход топлива.....	245кг/ч
Применяемое топливо .....	Т-1, ТС-1, РТ
Давление топлива (абсолютное):	
- перед насосом .....	0,8...3,0 кгс/см <sup>2</sup>
- перед форсунками, не более. ....	12кгс/см <sup>2</sup>
Максимальный эксплуатационный расход масла. ...	0,1л/ч
Аварийный запас масла для флюгирования... ..	2л
Применяемое масло.....	Б-3В
Передаточное отношение редуктора .....	14,2
КПД редуктора....	0,98

### **7.2.2. Основные режимы работы**

На двигателе применяются следующие основные режимы работы:

#### **1. ЧРЕЗВЫЧАЙНЫЙ РЕЖИМ.**

Применяется при отказе одного из двигателей при взлете.

#### **2. МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ.**

Задается частотой вращения газогенератора в зависимости от атмосферных условий. Применяется при взлете, уходе на второй круг, неудачной посадке или при отказе одного из двигателей в полете.

#### **3. МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ С ВПРЫСКОМ ЖИДКОСТИ.**

Применяется для получения максимальной взлетной мощности при повышенных температурах окружающей среды (только на взлете).

#### **4. МАКСИМАЛЬНЫЙ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНЫЙ.**

Применяется для нормального набора высоты и горизонтального полета.

#### **5. 0,8 МАКСМАЛЬНОГО ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОГО.**

Применяется для нормального экономического горизонтального полета.

#### **6. РЕЖИМ МАЛОГО ГАЗА.**

Минимальный рабочий режим работы двигателя, при котором обеспечивается его устойчивая работа.

#### **7. РЕВЕРСИВНЫЙ.**

Применяется для торможения самолета на пробеге и рулении. Максимальные значения параметров двигателя при работе на различных режимах (и эксплуатационные ограничения параметров силовой установки) приведены в таблице 7.1 и 7.2.

#### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

В технических условиях на двигатель М-601-Е отсутствует крейсерский режим. В летной эксплуатации в качестве крейсерского режима можно использовать максимальный продолжительный режим, но в целях снижения расхода топлива частоту вращения ротора газогенератора необходимо уменьшить на 1...2%.

Таблица 7.1

Режим работы	$M_{кр}, \%$	$N_Э, кВт$	$N_В, кВт$	$n_T, \%$	$n_В, об/мин$	$T_{мт}, ^\circ C$	Время непрерыв. работы	Время работы за ресурс	Примечания
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Чрезвычайный (ЧР)	106,5	630	595	102	2080	—	2 мин	2 мин	1.Кратковременно в течение 1-2с допускается повышение $M_{кр}$ до 110% 2.После ЧР можно в течении 30 мин применять максимальный взлетный режим
Максимальный взлетный	100	595	560	100	2080	735	5 мин	4%	1.В течение взлета разрешается повышение $M_{кр}$ до 106%. 2.При отказе одного двигателя разрешается применять макс. взлетный режим в течение 1 часа (3 часа за ресурс) При этом $T_{мт} < 750^\circ C$ , при $T_{нв} > 30^\circ C$
Максимальный взлетный с впрыском воды	100	560	530	100	2080	735	1 мин	4%	
Максимальный продолжительный (номинальный)	100	521	490	97	1800 – 2080	690	неогр	неогр	



1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0,8 максимального продолжительного	100	–	361		1700–1850	690	неогр	неогр	
Малый газ на земле в полете		–	–	$\frac{60+3}{>60}$	$920 \pm 60$	550	неогр	неогр	В полете $n_r > 60\%$ для $H > 2500$ м
Исходный для разгона				$\frac{70}{75}$					для $H = 0–1$ км МСА
									для $H = 1–4$ км МСА
Максимальный при ручном управлении (с выключенной автоматикой).	100			99	2080	710	1 час		$n_r \geq 60\%$ , при $H \leq 2000$ м $n_r \geq 75\%$ , при $H > 2000$ м
Реверсивный			337	97	1900	710	1 мин		

#### ПРИМЕЧАНИЯ:

1. Значения параметров на максимальном взлетном режиме с впрыском воды приведены для  $T_{НВ} = +33^\circ\text{C}$ ,  $P_H = 97,325$  кПа.

2. Значения мощности на чрезвычайном режиме приведены для  $t = +35^\circ\text{C}$   $P_H = 97,325$  кПа.

3. 100%  $n_r = 36660$  об/мин;

100%  $n_{ст} = 31023$  об/мин;

100%  $n_v = 2080$  об/мин;

100%  $M_{кр} = 2571$  Н.м.

4. Максимально допустимая частота вращения газогенератора в табл.7.1 приведена для стандартных атмосферных условий.

5. При  $T_{НВ} < -30^\circ\text{C}$  допускается увеличение  $n_v$  до 2140 об/мин.

При  $T_{НВ} + 30^\circ\text{C}$  допускается увеличение  $n_v < 2080 \pm 20$  об/мин.

6. Отбор воздуха разрешается производить лишь на максимальном продолжительном режиме и более низких режимах. На максимальном взлетном и чрезвычайном режимах работы разрешается включать отбор воздуха лишь в противообледенительную систему.

При включении отбора воздуха температура газов увеличивается примерно на  $30^\circ\text{C}$ . После включения отбора воздуха необходимо уменьшить режим работы газогенератора до  $T_{МТ}$  макс доп.

7. При приемистости величина заброса параметров при перемещении РУД в течение 1 с. На высотах до 4000 м и 6 с. На высотах выше 4000 м составляет:

-  $M_{кр}$  до 106%;

-  $n_r$  до 101%;

-  $n_v$  до 2140 об/мин.

При уходе на второй круг на скорости полета до 220 км/час заброс частоты вращения воздушного винта до 2200 об/мин.

### 7.2.3. Эксплуатационные ограничения

Эксплуатационные ограничения двигателя (таблица 7.2) обусловлены в основном следующими причинами:

1. Время работы на чрезвычайном и максимальном взлетном режимах ограничено из-за того, что эти режимы выше расчетного и на элементы двигателя на этих режимах действуют нагрузки (крутящий и изгибающий моменты, силы давления газов, температуры), превышающие расчетные.
2. При работе с включенным аварийным контуром топливопитания (при ручном управлении двигателем) автоматические устройства, управляющие параметрами рабочего процесса двигателя, отключены. Вследствие несвоевременного реагирования на отклонения параметров членов экипажа, возможно достижение предельных значений этих параметров. Поэтому время работы двигателя в этом случае также ограничено.
3. При ограничении температуры газов между турбинами ограничивается и температура газов перед турбиной. Максимальное значение температуры газов ограничено из-за тепловой прочности лопаток турбины. Так как при запуске ухудшены условия охлаждения лопаток турбины, то ограничиваемое значение температуры снижено по отношению к ее значению на повышенных режимах двигателя.
4. С увеличением высоты полета из-за уменьшения давления ухудшается качество распыла топлива, а из-за уменьшения температуры – скорость испарения. Поэтому с подъемом на высоту, условия воспламенения топливовоздушной смеси ухудшается, чем и обусловлено ограничение максимальной высоты запуска двигателя.
5. При уменьшении температуры масла увеличивается вязкость и ухудшается его прокачиваемость.
6. При увеличении температуры масла ухудшаются его смазывающие способности и количество тепла отбираемого маслом. Кроме того, при увеличении температуры масла увеличивается испарение легких фракций и ухудшаются свойства масла.
7. При уменьшении давления масла уменьшается его прокачка, а при увеличении давления масла возможно разрушение масляных уплотнений смазываемых деталей. Кроме того, при увеличении

Таблица 7.2

Наименование параметра	Единица измерения	Значение параметра		
		Минимальное	Нормальное	Максимальное
1	2	3	4	5
Температура атмосферного воздуха для запуска двигателей без подогрева	°C	-20	–	–
Температура газа за турбиной компрессора при запуске от аэродромного источника	°C	–	–	700
Температура газа за турбиной компрессора при запуске от бортовых аккумуляторов	°C	–	–	730
Частота вращения ротора газогенератора после раскрутки пусковым устройством	%	18	–	–
Высота для запуска двигателей в полете	М	–	–	4000
Число запусков и холодных прокруток подряд с 3-х минутным интервалом.	–	–	–	5
Напряжение питания аэродромного источника перед запуском	В	20	–	31
Кратковременное (в течение не более 4 с) напряжение аккумуляторов при запуске	В	14	–	–
Количество масла в баке	Л	5,5	–	7,7
Температура масла при запуске	°C	–20	–	–
Температура масла для разгона и нормальной работы двигателя	°C	+20	–	+85
Температура масла на максимальном взлетном режиме при отказе одного двигателя	°C	–	–	95
Давление масла	Кгс/см <sup>2</sup>	1,2	1,8–2,7	3,5
Кратковременное значение давления масла при запуске при отрицательных температурах масла	Кгс/см <sup>2</sup>	–	–	4
Кратковременное падение давления масла до нуля	Кгс/см <sup>2</sup>	–	–	5
Время восстановления давления масла после его падения до нуля	Сек	–	–	5
Высота полета с зафлюгированным винтом	М	–	–	3000

давления возрастает вероятность попадания масла в систему суфлирования.

8. При запуске двигателя от АПА интенсивность раскрутки роторов больше, чем при запуске от аккумуляторных батарей. Избыток подачи топлива в камеру сгорания при этом также выше (зависит от интенсивности раскрутки роторов газогенератора), следовательно градиент температуры больше (температурные напряжения в деталях больше). Это обстоятельство требует ограничения максимальной температуры на более низком уровне (**700°С**) по сравнению с запуском от аккумуляторных батарей (**730°С**).
9. Минимальное (кратковременное) падение напряжения в бортовой сети при запуске от аккумуляторных батарей ограничено величиной **14В**, так как при данном напряжении и ниже коммутационная аппаратура пусковой системы выключается из работы (напряжения сети недостаточно для срабатывания обмоток реле и удержания реле во включенном положении).
10. Минимальная частота ротора газогенератора после раскрутки пусковым устройством ограничена **18%**, так как при более низких оборотах газогенератора ( $n_r$ ) мощности турбины недостаточно, чтобы обеспечить дальнейшую раскрутку ротора газогенератора и вывод двигателя на режим малого газа.

## 7. 3. Программы управления и характеристики двигателя М-601Е

### 7.3.1. Программы управления

Программы управления – это закон изменения управляющих факторов и управляемых величин при изменении внешних условий, режимов полета и работы двигателей.

Двигатель М601-Е имеет два управляющих фактора: подача топлива  $G_T$  в двигатель и угол установки лопастей винта  $j_v$ . С их помощью осуществляется управление одновременно двумя параметрами – частотой оборотов газогенератора  $n_T$  и частотой вращения воздушного винта  $n_B$ .

Средствами автоматики двигателя реализуются следующие три вида программ управления:

- программа управления для получения максимальной мощности;
- программа управления при дросселировании (программа дросселирования);
- программа ограничений.

*Программа управления для получения максимальной мощности.*

Для получения максимальной мощности необходимо поддерживать постоянными частоты вращения роторов газогенератора и винта независимо от изменения условий полета:

$$\begin{aligned}n_T &= 100\% = \text{const} \leftarrow G_T, \\n_B &= 2080 \text{ об/мин} = \text{const} \leftarrow \varphi_B.\end{aligned}$$

*Программа управления при дросселировании.*

Дросселирование двигателя (уменьшение тяги) можно осуществлять как за счет уменьшения оборотов газогенератора  $n_T$ , так и за счет уменьшения оборотов воздушного винта  $n_B$ . При этом возникает необходимость обеспечения устойчивой работы компрессора путем перепуска воздуха из-за осевого компрессора на повышенных режимах работы газогенератора (от  $n_T = 90\%$  до  $n_T = \text{мг}$ ).

В общем виде программа дросселирования может быть записана:

$$\begin{aligned}n_T &= f(\beta_{\text{руд}}); \\n_B &= f(\beta_{\text{рув}}); \\\Delta K_y &= f(n_T).\end{aligned}$$

Данная программа обеспечивает дросселирование двигателя до тех пор, пока винт не встанет на упор минимального полетного угла  $\varphi_{в \text{ мин}}$ .

В дальнейшем уменьшение тяги достигается только за счет уменьшения подачи топлива, т.е. выполняется следующая программа дросселирования:

$$n_r = f(\beta_{руд});$$

$$\varphi_{в} = \varphi_{в \text{ мин}};$$

$$\Delta K_y = f(n_r).$$

При выходе из строя системы автоматического управления  $n_r$  предусмотрено включение ручного управления (аварийного контура). При этом программа дросселирования имеет вид:

$$G_T = f(\beta_{ск});$$

$$n_{в} = f(\beta_{руд});$$

$$\Delta K_y = f(n_r).$$

На режимах обратной тяги отключается система автоматического управления  $n_r$ , и подключается система ручного управления от РУД. При этом программа дросселирования имеет вид:

$$n_r = f(\beta_{руд});$$

$$\varphi_{в} = f(\beta_{руд});$$

$$\Delta K_y = f(n_r).$$

#### *Программа ограничений.*

Программа ограничений имеет вид:

$$\left. \begin{aligned} n_r &\leq n_{r \text{ огр}} = 104_{-0,3}^{+0,7} \% \\ n_{гпр} &\leq n_{гпр \text{ огр}} = 107_{-7}^{+0,5} \% \\ n_{в} &\leq n_{в \text{ огр}} = 2180_{-7}^{+19} \text{ об/мин} \\ t_{тг}^* &\leq t_{тг \text{ огр}}^* = 770 \text{ }^{\circ}\text{C} \\ M_{кр} &\leq M_{кр \text{ огр}} = 110_{-7}^{+0} \% \end{aligned} \right\} \leftarrow \text{ЦЕБО}$$

На практике основными ограничителями являются  $M_{кр}$  и  $t_{тг}^*$ . Они определяют максимально допустимую мощность двигателя и его тепловой режим.

Ограничитель  $n_r$  вступает в работу при включении чрезвычайного режима и высоких температур атмосферного воздуха, предотвращая разрушение ротора газогенератора.

При  $t \leq 0^{\circ}\text{C}$  вступает в работу ограничитель  $n_{гпр}$ , обеспечивающий устойчивую работу компрессора.



Ограничитель  $n_b$  предотвращает раскрутку ротора свободной турбины, предохраняя ее рабочее колесо от разрушения, в случае отказа ограничителя  $n_r$  ЦЕБО.

При запуске ограничиваемое значение  $t^*_{тг}$  уменьшается до  $660^\circ\text{C}$ , и в качестве дополнительной ограничиваемой величины вводится скорость нарастания температуры:

$$\frac{dt^*_{тг}}{dt} \ll \frac{dt^*_{тг}}{dt_{огр}} = 160 \pm 20^\circ\text{C}.$$

Данное ограничение работает только при запуске, обеспечивая выход двигателя на режим малого газа без нарушения его устойчивой работы (помпажа).

Воздействие на ограничиваемые параметры осуществляется путем уменьшения подачи топлива. При этом основная программа получения максимальной мощности выполняться не будет, т.е.  $n_r$  перестает быть управляемой величиной.

После выхода на режим малого газа топливный автомат запуска выполняет роль ограничителя минимального расхода топлива, т.е. включается программа ограничения:

$$G_T \gg G_{T_{\min}}.$$

### 7. 3.2. Характеристики

Для двигателя М-601Е различают следующие характеристики:

- дроссельные – зависимости  $N_\Sigma$  ( $n_r$ );  $C_\Sigma$  ( $n_r$ ) при заданных  $P_n$  и  $t_n$  и принятой программой дросселирования;
- скоростные – зависимости  $N_\Sigma$  ( $V$ ); и  $C_\Sigma(V)$  при  $N = \text{const}$ , неизменном режиме работы двигателей и принятой программе управления;
- высотные – зависимости  $N_\Sigma(H)$ ;  $C_\Sigma(H)$  при  $V = \text{const}$ , неизменном режиме работы двигателей и принятой программе управления;
- климатические – зависимость мощности, передаваемой на винт  $N_b$  от атмосферных (климатических) условий ( $p_n$ ,  $t_n$ ).

Основными параметрами, характеризующими работу силовой установки (рис.7.2), является эквивалентная или винтовая мощность ( $N_\Sigma, N_b$ ), тяга ( $P$ ) и удельный расход топлива  $C_{уд}$  ( $C_\Sigma$ ).

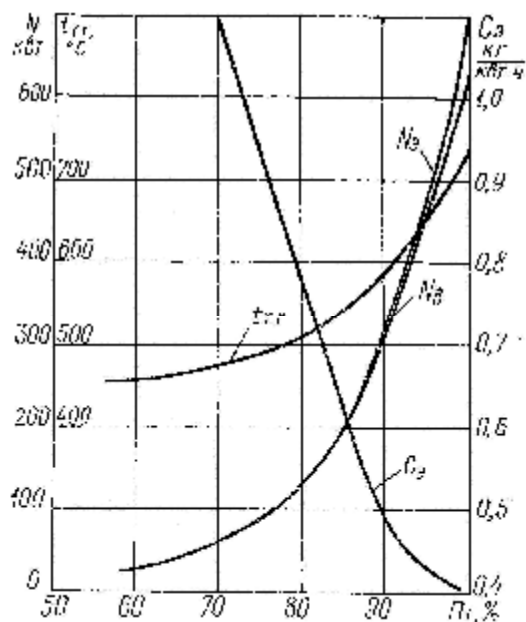


Рис.7.2. Дроссельная характеристика

Для анализа дроссельной характеристики пользуются полуэмпирической зависимостью

$$N_{\Sigma} = N_B + \frac{P_p}{b}, \text{ где } \beta = 10-20 \text{ Н/кВт.}$$

С увеличением частоты вращения ротора газогенератора увеличиваются степень понижения давления газа в свободной турбине  $p_{ст}^*$  (из-за роста общей степени повышения давления в двигателе), расход воздуха  $G_B$ , температура газов перед свободной турбиной  $T_{тг}^*$  и КПД свободной турбины  $h_{ст}$ .

В результате этого мощность, передаваемая на воздушный винт, с ростом частоты вращения газогенератора  $n_g$  будет непрерывно увеличиваться.

По этим же причинам будет увеличиваться и реактивная тяга, так как кроме увеличения расхода воздуха будет увеличиваться и скорость истечения выходящих газов  $c_e$  из-за увеличения температуры газа  $T_t^*$  перед соплом и степени понижения давления газа в сопле.

Следовательно, эквивалентная мощность двигателя с увеличением режима работы будет увеличиваться по причине увеличения обеих ее слагаемых ( $N_B$  и  $P_p$ ).

Удельный расход топлива  $C_s$  с увеличением частоты вращения газогенератора  $n_g$  уменьшается из-за того, что тепло в двигатель подводится при большем уровне давления.

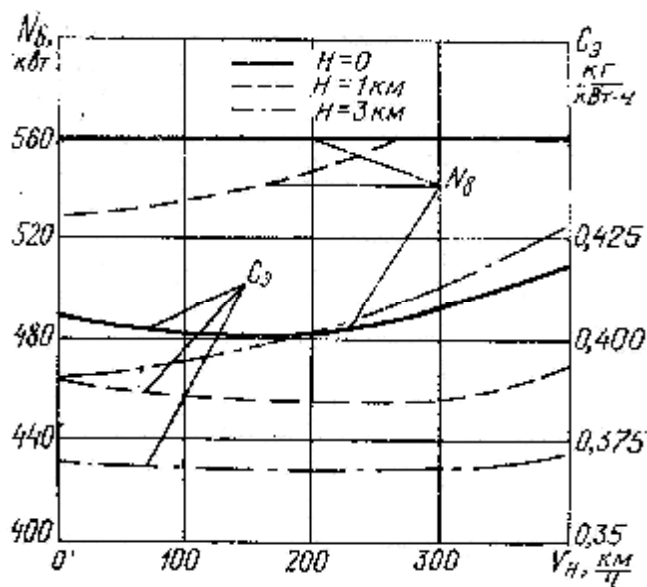


Рис. 7.3. Скоростная характеристика

$$N_B, C_p = f(V_H)$$

полете у земли ( $H=0$ ), мощность, передаваемая на винт остается постоянной во всем диапазоне скоростей самолета. На больших высотах ( $H=3$  км), мощность  $N_B$  с увеличением скорости непрерывно увеличивается. Это объясняется следующим: с увеличением скорости полета (например, на высоте  $H=1$  км) увеличивается суммарная степень повышения давления  $p_s^*$  и расход воздуха  $G_B$ . Температура газов перед турбиной при этом остается примерно постоянной, так как компрессор двигателя средненапорный. Увеличение  $p_s^*$  приводит к возрастанию степени понижения давления газа в свободной турбине и соответственно к увеличению ее работы, что при одновременном увеличении  $G_B$  вызывает рост мощности, передаваемой на воздушный винт  $N_B$ . В дальнейшем вступает в работу программа ограничения. Ограничитель мощности уменьшает подачу топлива в камеру сгорания, что приводит к уменьшению температуры газа (и соответственно  $n_r$ ) и работы свободной турбины. Таким образом, дальнейшее увеличение расхода воздуха, вызванное ростом скорости, компенсируется уменьшением работы свободной турбины, и в результате, мощность  $N_B$  остается постоянной.

Удельный расход топлива с увеличением скорости уменьшается в основном за счет роста КПД двигателя, вызванного увеличением суммарной степени повышения давления воздуха. По мере увеличения скорости полета темп уменьшения  $C_p$  замедляется и далее наблюдается некоторое его увеличение, что связано со снижением температуры газа  $T_{тг}^*$ .

Часто, вместо зависимости эквивалентной мощности от скорости полета, используют отдельные зависимости мощности, передаваемой на винт  $N_B$  и реактивной тяги  $P_p$  от скорости полета. Такие скоростные характеристики приведены на рис.7.3, 7.4, 7.5. Обращает внимание то, что характер изменения мощности  $N_B$  зависит от высоты полета. Так, при

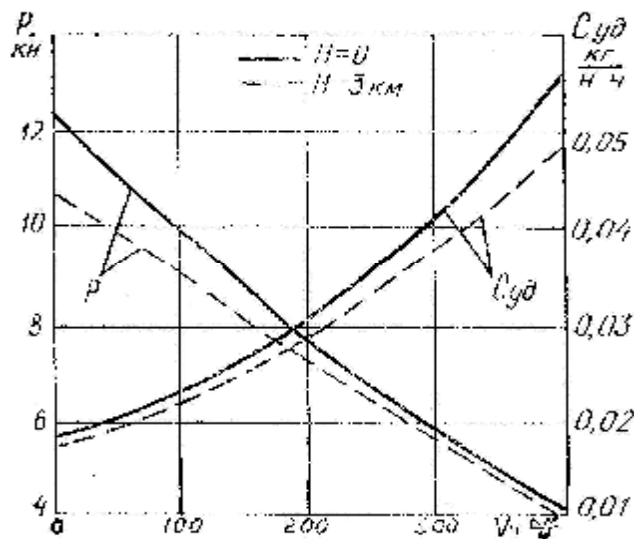


Рис.7.4.Скоростная характеристика  
 $P, C_{уд} = f(V_n)$

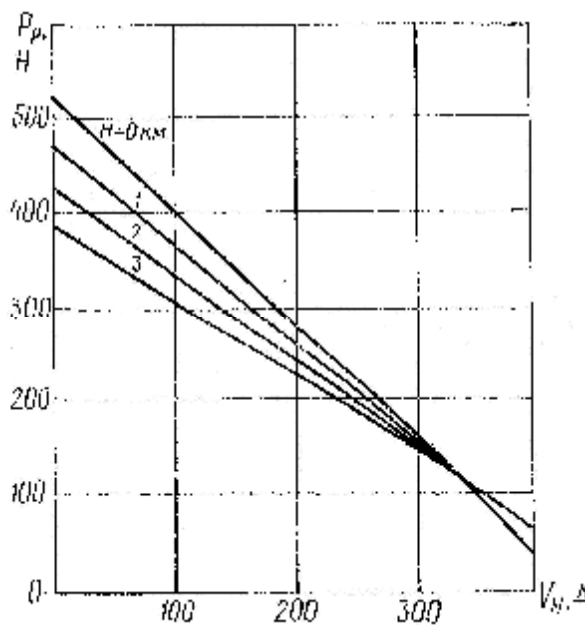


Рис.7.5.Скоростная характеристика  
 $P_p = f(V_n)$

Более практическую ценность представляют зависимости тяги  $P$  и удельного расхода топлива  $C_{уд}$  от скорости полета, так как они позволяют рассчитать разгонные и маневренные характеристики самолета. Как видно из рис.7.4 тяга двигателя  $P$  с увеличением скорости уменьшается, а удельный расход топлива  $C_{уд}$  увеличивается. Уменьшение тяги двигателя связано с более интенсивным уменьшением суммарной удельной тяги по сравнению с ростом расхода воздуха. Увеличение удельного расхода топлива объясняется уменьшением суммарной удельной тяги. Однако рост  $C_{уд}$  не является показателем ухудшения экономичности двигателя, а лишь показывает то, что при увеличении  $V_n$  каждый ньютон тяги совершает большую тяговую работу,

для чего требуется расходовать большее количество топлива.

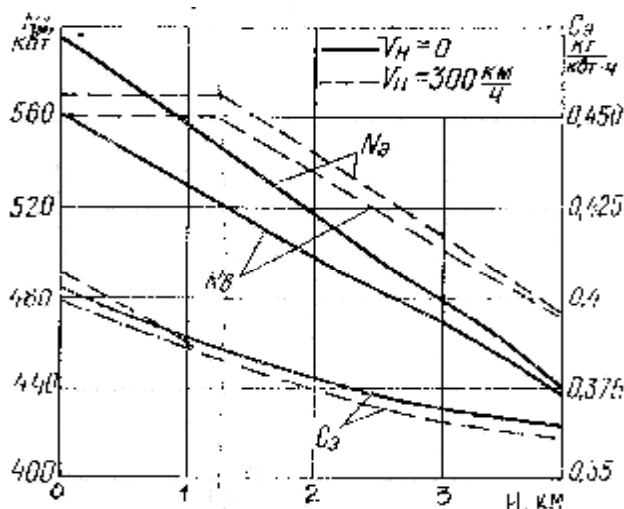


Рис.7.6. Высотная характеристика  $N_3, N_{\text{в}}, C_3 = f(H)$

С возрастанием  $p^*_k$  повышается эффективный КПД двигателя, то есть улучшается использование тепла, введенного в двигатель.

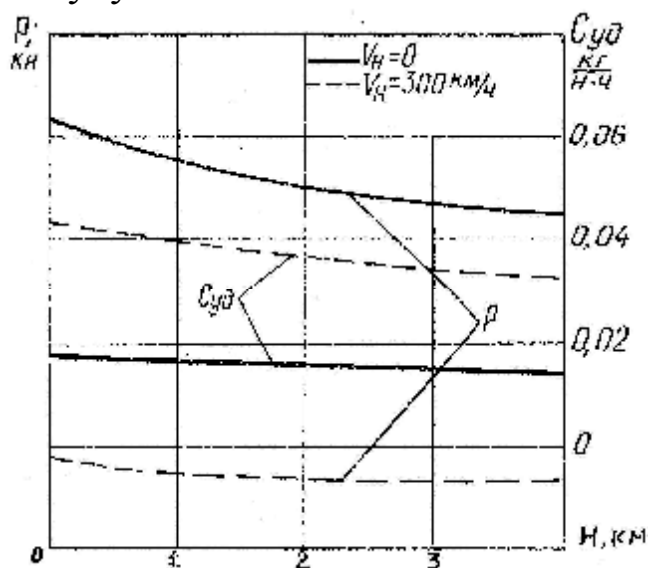


Рис.7.7. Высотная характеристика  $P, C_{\text{уд}} = f(H)$

при  $H < H_{\text{макс}}$  двигатель нужно дросселировать. Если же двигатель не будет задресселирован, то на малых высотах он будет развивать мощность, значительно больше расчетной, что опасно с точки зрения прочности двигателя и редуктора. Поэтому введено ограничение на величину мощности  $N_{\text{в}}$ .

Характер изменения тяги  $P$  и удельного расхода топлива  $C_{\text{уд}}$  с изменением высоты полета (рис.7.7) такой же, как и у ГТД других типов.

Высотные характеристики для скоростей полета  $V_{\text{н}}=0$  и  $V_{\text{н}}=300$  км/час при работе двигателя на максимальном взлетном режиме приведены на рис.7.6,7.7. Основной причиной снижения  $N_3$  с увеличением  $H$  является уменьшение расхода воздуха через двигатель. Причина снижения  $C_3$  та, что и у ТВД других типов.

Мощность двигателя М-601Е выбрана такой, чтобы обеспечить заданную скорость на максимальной высоте полета  $H_{\text{макс}}=4200$  м. На высотах, меньших расчетной, он способен развивать мощность, значительно превышающую расчетную, а, следовательно, и потребную для самолета.

Таким образом, для обеспечения основных режимов полета самолета

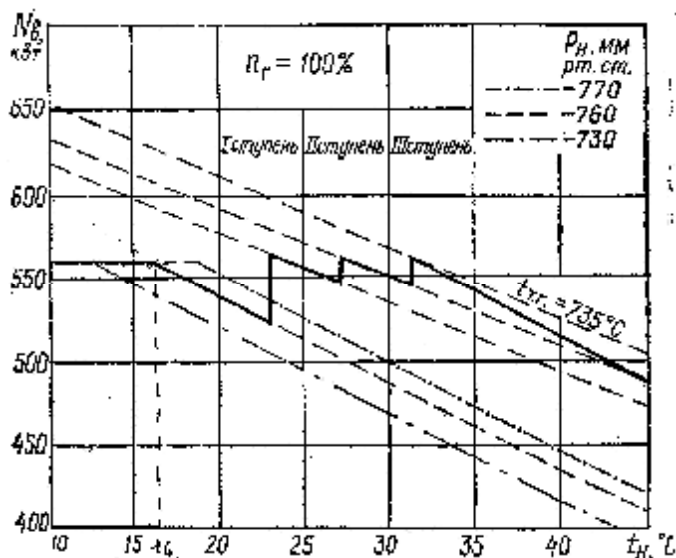


Рис.7.8. Климатическая характеристика

Как видно из рис.7.8 мощность  $N_b$  поддерживается максимальной и постоянной только до температуры  $t_n = 16^\circ\text{C}$ . При той температуре наружного воздуха температура газа перед свободной турбиной достигает максимального значения ( $t_{tr}^* = 735^\circ\text{C}$ ). При  $t_n > 16^\circ\text{C}$  температура газа перед свободной турбиной остается постоянной, но так как расход воздуха через двигатель уменьшается, то

мощность свободной турбины, а следовательно, и мощность  $N_b$  уменьшается с увеличением температуры наружного воздуха.

В связи с этим для сохранения максимальной взлетной мощности при высоких температурах на двигателе предусмотрен трехступенчатый впрыск воды на вход в компрессор. При впрыске воды увеличивается степень повышения давления воздуха в компрессоре и соответственно растет расход воздуха. Для сохранения условия  $n_r = \text{const}$  регулятор подачи топлива увеличивает подачу топлива. Температура газа перед свободной турбиной восстанавливается до исходной. Таким образом, исходная мощность  $N_b$  сохраняется за счет увеличения расхода воздуха через двигатель.



## ГЛАВА 8. СИСТЕМА СМАЗКИ И СУФЛИРОВАНИЯ

### 8.1. Общая характеристика и основные данные

Масляная система двигателя включает в себя систему смазки и систему суфлирования масляных полостей (рис. 8.1).

Система смазки обеспечивает подвод, отвод, очистку и охлаждение масла с целью уменьшения трения, контактных напряжений и охлаждения трущихся элементов узлов двигателя.

Система суфлирования обеспечивает удаление воздуха из масляных полостей двигателя в атмосферу с предварительной очисткой этого воздуха от масла с возвратом последнего в масляную систему.

Масляная система двигателя замкнутая, циркуляционная, открытого типа.

#### Основные данные

1. Сорт применяемого масла.....Б-3В
2. Объем маслобака.....12л
3. Количество масла в маслосистеме.....23л
4. Эксплуатационная заправка маслобака:
  - минимальная.....5,5л
  - максимальная.....7л
5. Давление масла:
  - минимальное.....1,2кгс/см<sup>2</sup>
  - нормальное.....1,8-2,7кгс/см<sup>2</sup>
  - максимальное.....3,5кгс/см<sup>2</sup>
6. Температура масла:
  - нормальная.....20-85 °С
  - для запуска.....не ниже -20°С
7. Расход масла.....не более 0,1л/ч

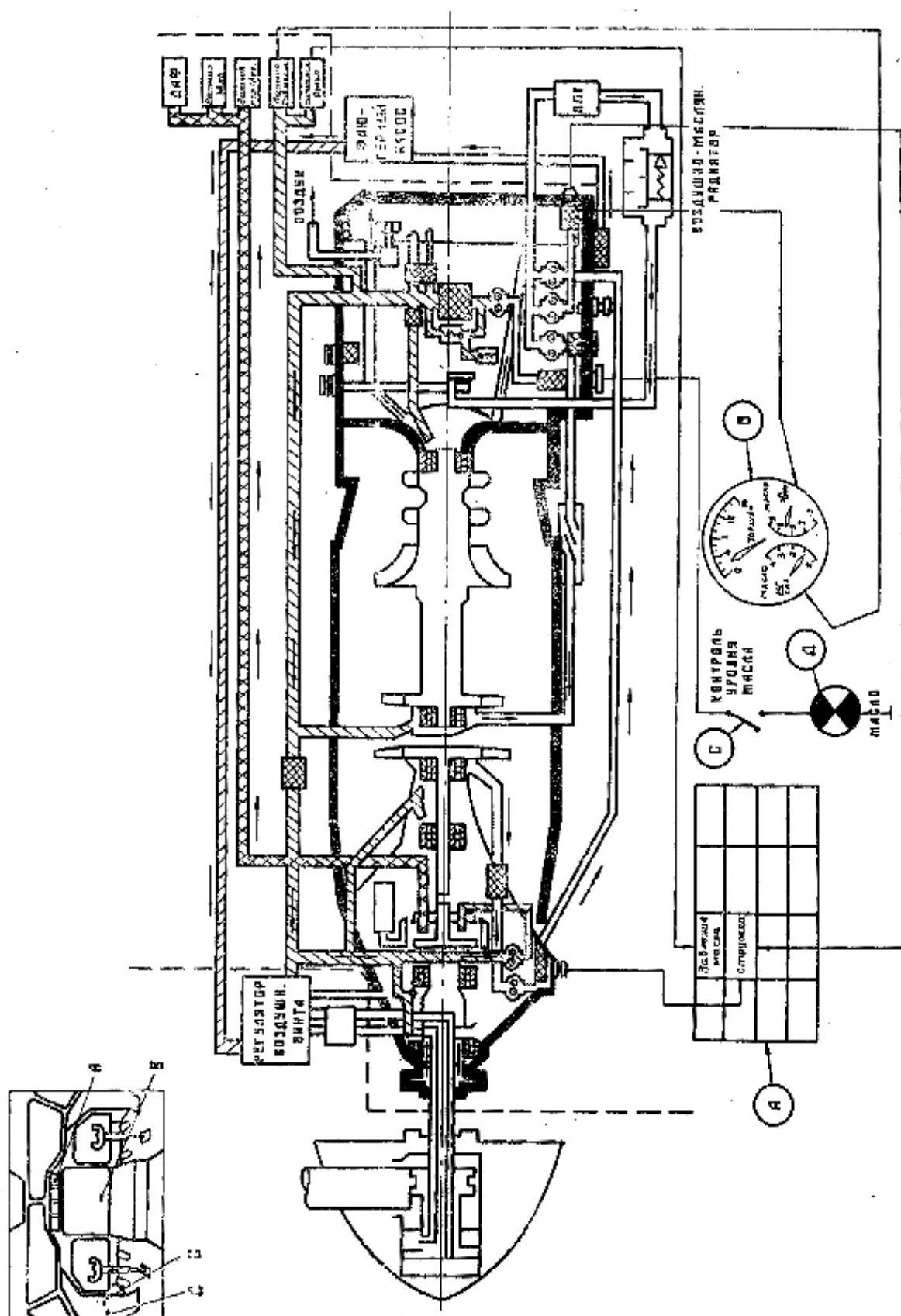


Рис.8.1. Система смазки и суфлирования двигателя М-601Е

## 8.2. Устройство и размещение агрегатов

Система смазки включает следующие агрегаты:

1) *Маслобак* (объем-**12 л.**) расположен в корпусе коробки приводов.

В маслобаке установлены:

- нагнетающий маслонасос ( $P_{\text{норм}} = 1,8-2,7 \text{ кгс/см}^2$ ) шестеренного типа с приводом от газогенератора;

- масляный фильтр с сетчатым фильтрующим пакетом, перепускным и редукционным клапанами. Давление срабатывания редукционного клапана  $P_{\text{рк}}=3,5 \text{ кгс/см}^2$ . Перепад давления на фильтре для открытия перепускного клапана  $\Delta P_{\text{пк}}=1,3...1,5 \text{ кгс/см}^2$ . Установлен в одном корпусе с нагнетающим маслонасосом;

- откачивающий маслонасос шестеренного типа, трехсекционный с приводом от газогенератора. Предназначен для отвода масла из масляных полостей редуктора, опоры турбины газогенератора и коробки приводов;

- центробежный суфлер. Предназначен для отделения воздуха от паромасляно-воздушной смеси и сообщения маслобака с атмосферой. Привод крыльчатки осуществляется от валика привода стартер-генератора.

На корпусе маслобака снаружи установлены:

а) сверху:

- заливная горловина;
- масломерная линейка;
- крышка маслофильтра;
- фланец трубопровода суфлирования масляных полостей.

б) внизу:

- сигнализатор минимального уровня масла;
- магнитная пробка;
- фильтрующая сетка масла, отводимого от опоры турбины газогенератора.

2) *Дополнительный откачивающий насос*, шестеренного типа. Предназначен для отвода масла из задней опоры свободной турбины в масляную полость редуктора. Привод насоса от ротора свободной турбины, в одном корпусе с ним установлен маслонасос измерителя крутящего момента. Установлен в нижней части редуктора.

3) *Воздушно-масляный радиатор* с термостатическим и предохранительным клапаном. ВМР предназначен для охлаждения масла, отводимого откачивающим насосом в маслобак.

Термостатическая часть клапана управляет расходом масла, проходящим через ВМР. Начало закрытия при  $t=55^{\circ}\text{C}$  (до этой температуры только минимальная часть масла проходит через охлаждающие элементы ВМР), полное открытие при  $t=80^{\circ}\text{C}$  (выше этой температуры весь объем масла проходит через охлаждающие элементы ВМР).

Предохранительная часть клапана предохраняет ВМР от нежелательного повышения давления ( $P_{\text{откр.}} = 2,5 \text{ кгс/см}^2$ ).

ВМР установлен в мотогондоле под маслобаком.

4) *Два магнитных сигнализатора стружки*. Предназначены для выдачи сигнала при наличии металлической стружки в масле. Установлены в масляных полостях редуктора и коробки приводов.

5) *Датчик давления масла*. Предназначен для выдачи сигнала о давлении масла в магистрали нагнетания за фильтром на индикатор. Установлен на противопожарной перегородке двигателя сверху.

6) *Сигнализатор минимального давления масла*. Выдает сигнал при падении давления в магистрали нагнетания до  $1,2 \text{ кгс/см}^2$ . Установлен на корпусе коробки приводов сверху.

7) *Датчик температуры масла*. Предназначен для выдачи сигнала о температуре масла в нижней части бака на индикатор, то есть после прохождения маслом радиатора. Установлен на задней стенке коробки приводов.

8) *Сигнализатор минимального уровня масла (5,5л)*. Расположен в маслобаке двигателя снизу.

9) *Пеногаситель* установлен под двигателем.

### 8.3. Органы управления индикации и сигнализации

К ним относятся:

- два **АЗС ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ ДВИГ.ЛЕВ.(ПРАВ.)**;
- переключатель **КОНТР.УРОВ.МАСЛА**. Предназначен для контроля минимального уровня масла в маслобаках. Установлен на левом пульте;
- две сигнальные лампы желтого цвета **МАСЛО**. Установлены на левом и правом пультах по одной. Загораются при минимальном остатке масла в баках (5,5л). Сигнал поступает от сигнализаторов

уровня масла при включенном переключателе **КОНТР. УРОВ. МАСЛА**;

- два трехстрелочных указателя **ЭМИ-ЗР**. Расположены на СППД. Предназначены для контроля за давлением масла в магистрали нагнетания за фильтром и температурой масла после его прохождения маслорадиатора. Сигналы поступают от датчиков давления и датчиков температуры масла соответственно.

- два сигнальных табло желтого цвета **ДАВЛ. МАСЛА**. Установлены в блоках табло **ДВИГ. ЛЕВ.(ПРАВ.)**, загораются при понижении давления в магистрали нагнетания до **1,2 кгс/см<sup>2</sup>**. Сигналы поступают от сигнализаторов давления масла.

- два сигнальных табло желтого цвета **СТРУЖКА**. Установлены в блоке табло **ДВИГ.ЛЕВ,(ПРАВ.)**, загораются при замыкании цепи магнитными сигнализаторами стружки.

#### **8.4. Работа масляной системы**

При работе двигателя масло из маслобака через защитную сетку по трубке поступает к нагнетающему насосу, откуда под давлением **1,8...2,7 кгс/см<sup>2</sup>** подводится к маслофильтру. Очищенное масло по трубопроводам и каналам подводится к струйным форсункам, которые направляют масло на смазку шестерен в коробке приводов и редуктора; подшипников опор ротора газогенератора, свободной турбины и вала воздушного винта.

Кроме того, масло как рабочая жидкость подводится к:

- регулятору **п<sub>в</sub>**;
- насосу **ИКМ**.

Шестерни редуктора воздушного винта смазываются маслом, подаваемым через форсунки путем разбрызгивания его на все шестерни.

Масло из втулки воздушного винта, регулятора частоты вращения, измерителя крутящего момента, редуктора, передней опоры свободной турбины стекает в маслосборник корпуса редуктора. Из задней опоры свободной турбины масло отводится в маслосборник корпуса редуктора дополнительным откачивающим маслонасосом.

Отработанное масло из маслосборника редуктора, коробки приводов и пеногасителя через фильтрующие сетки откачивается тремя секциями маслонасоса к проточному подогревателю топлива и далее через воздушно-масляный радиатор в маслобак.

Суфлирование масляных полостей осуществляется через трубопроводы откачки масла из них, масляный бак и центробежный суфлер. Воздух, отделенный от масла в суфлере, отводится по трубопроводу под капот двигателя. В канале выхода из коробки приводов установлен клапан, который при отрицательных перегрузках закрывает суфлирующий трубопровод, тем самым исключает выброс масла из маслобака.

## 8.5. Эксплуатация масляной системы

### 8.5.1. Внешний осмотр

При выполнении осмотра двигателя необходимо убедиться:

- в отсутствии следов подтекания масла на лопастях воздушных винтов, обтекателях воздушных винтов, а также из-под капотов двигателей;
- в достаточном количестве масла в маслобаках двигателей и надежности закрытия пробок заливных горловин (по докладу бортового техника).

### 8.5.2. Подготовка кабины, проверка работоспособности, управление

*Перед запуском двигателей:*

- включить АЗСы **Аккумулятор I,II; Преобр.36В I,II;**
- включить АЗСы **Табло сигнализации ДВИГ. ЛЕВ. (ПРАВ.)** (Должно загореться табло **Давление масла**);
- включить выключатель **Контр. уровня масла** на левом пульте;
- убедиться в отсутствии загорания ламп **Масло**. При загорании одной из ламп дозаправить соответствующий маслобак;
- выключить выключатель **Контр. уровня масла**;
- убедиться, что температура масла  $t_m \geq -20^\circ\text{C}$  (в противном случае осуществить подогрев двигателя от наземного подогревателя).

*В процессе запуска:*

- контролировать повышение давления масла (по ЭМИ-ЗР), при  $P_m > 1,2 \text{ кгс/см}^2$ , должно погаснуть желтое табло **Давление масла**. Далее по мере увеличения оборотов газогенератора давление масла должно увеличиться до **1.8 кгс/см<sup>2</sup>**.



*После запуска двигателя:*

- прогреть масло в маслосистеме до температуры не менее + 20<sup>0</sup>С на режиме малого газа.

*В полете:*

- контролировать работоспособность масляной системы:

\*  $t_m = +20...+85^0\text{C}$ ,  $P_m = 1.8...2.7 \text{ кгс/см}^2$ ;

\* табло **ДАВЛЕНИЕ МАСЛА** не должно гореть;

\* табло **СТРУЖКА** не должно гореть.

## **8.6. Действия экипажа при отказах и неисправностях в масляной системе**

### **8.6.1. Падение давления масла ниже 1,2 кгс/см<sup>2</sup>**

**ПРИЗНАК:**

- загорание желтой ячейки **ДАВЛ.МАСЛА** в секции табло **ДВИГ. ЛЕВ. (ПРАВ.)**.

**ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Проконтролировать давление масла в масляной системе соответствующего двигателя по трехстрелочному указателю, расположенному на СППД.

В случае, если указатель показывает нормальное давление ( $P = 1,8...2,7 \text{ кгс/см}^2$ ), а параметры двигателя стабильны, то вероятно, что неисправность появилась в электросети сигнализации минимального давления масла (датчик-табло). При этом продолжать полет, обращая повышенное внимание на параметры данного двигателя.

В случае, если указатель показывает падение давления масла в масляной системе  $P_m < 1,2 \text{ кгс/см}^2$ , выключить двигатель.

### **8.6.2. Стружка в масле**

**ПРИЗНАКИ:**

- загорание желтого табло **СТРУЖКА** в секции табло **ДВИГ.ЛЕВ. (ПРАВ.)** (наличие металлической стружки в масле).

**ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

зависят от условий полета (этапа полета и атмосферных условий) и работоспособности двигателя (одного или двух работающих двигателей):

а) в нормальных условиях при полете с двумя работающими двигателями:

1. Набрав безопасную высоту (если отказ произошел на взлете), проверить температуру масла по трехстрелочному указателю **ЭМИ-3Р**.

Если температура масла не превышает максимально допустимое значение, а параметры работы двигателя стабильны:

- полет продолжать, обращая повышенное внимание на параметры работы данного двигателя.

Если температура масла превышает максимально допустимое значение ( $t_m > +85^{\circ}\text{C}$ ) или параметры двигателя нестабильны:

- уменьшить режим работы двигателя.

Если указанные признаки неисправности не исчезли:

- выключить двигатель.

#### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.**

На взлете двигатель не выключать!

б) В сложных условиях (в зоне обледенения грозовой деятельности, горной местности и т.п.) или при полете с одним работающим двигателем:

1. Установить двигателю режим работы, обеспечивающий непревышение ограничений основных параметров работы двигателя.

Если уменьшением режима работы не обеспечивается стабильное поддержание параметров работы двигателя в пределах установленных ограничений:

- выключить двигатель.

#### **ПРИМЕЧАНИЯ:**

1. Если полет выполнялся с одним работающим двигателем, выполнить вынужденную посадку в соответствии с РЛЭ (раздел: «**ПОЛЕТ С ДВУМЯ НЕРАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ**»).

2. Если полет выполнялся с двумя работающими двигателями, выполнить посадку на ближайшем аэродроме в соответствии с РЛЭ (раздел «**ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ**»).

## ГЛАВА 9. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯМИ: УСТРОЙСТВО И РАБОТА

### 9.1. Устройство и размещение агрегатов

Система управления каждого двигателя включает в себя:

- рычаг управления двигателем (РУД);
- рычаг управления стоп-краном;
- рычаг управления воздушным винтом (РУВ);
- рычаги стопорения РУД и РУВ.

Все рычаги расположены на центральном пульте управления и тросовой проводкой (РУД, стоп-кран и РУВ) соединены с исполнительными элементами, расположенными на двигателе. Тросовая проводка проходит под полом кабины экипажа до шпангоута №7, затем поднимается вверх под потолок грузовой кабины, где проходит до шпангоута №12 и выходит в крыло. Далее тросы проходят вправо и влево вдоль переднего лонжерона крыла до нервюр № 9 и опускаются в гондолы двигателей.

Тросовая проводка от РУД подсоединена к рычагу, расположенному на регуляторе подачи топлива в камеру сгорания и через кулису (при реверсе) подключается к рычагу, расположенному на регуляторе воздушного винта.

Тросовая проводка от рычага стоп-крана подсоединена к рычагу, расположенному на регуляторе подачи топлива.

Тросовая проводка от РУВ подсоединена к рычагу, расположенному на регуляторе воздушного винта.

Перемещение рычагов приводит через тросовую проводку к перенастройке соответствующих регуляторов.

### 9.2. Работа

1) *Рычаг управления двигателями (РУД)* позволяет устанавливать режим работы двигателя ( $n_r$ ) при автоматическом управлении подачей топлива в камеру сгорания и задавать угол установки лопастей воздушного винта при ручном управлении воздушным винтом (при реверсе).

РУД имеет два упора: упор малого газа и подвижный упор максимального взлетного режима, положение которого задается по тарировочному лимбу с помощью "барашка" на задней части кулисы РУД.

Весь диапазон перемещения РУД делится упорами на три диапазона:

- *средний* – диапазон эксплуатационных режимов;
- *передний* – диапазон установки чрезвычайного режима;
- *задний* – диапазон установки реверсивного режима (обратной тяги).

Из среднего диапазона в передний или задний можно перевести РУД при помощи рукоятки, поднимающей направляющий штифт.

2) *Рычаг управления воздушным винтом (РУВ)* позволяет устанавливать частоту вращения воздушного винта ( $n_v$ ) при автоматическом управлении в/винтом и переводить лопасти винта во флюгерное положение при аварийном флюгировании. РУВ имеет один упор, который делит весь диапазон перемещения РУВ на два диапазона:

- передний* – диапазон автоматического управления в/винтом;
- задний* – диапазон аварийного флюгирования.

3) *Рычаг стоп-крана* позволяет перекрывать подачу топлива в камеру сгорания

(функция перекрывного крана) и устанавливать режим работы двигателя при ручном управлении подачей топлива в камеру сгорания. Рычаг стоп-крана имеет два диапазона: задний и передний, разделенных изгибом паза кулисы. В заднем диапазоне рычаг стоп-крана может иметь два положения:

- *крайнее заднее* – положение **ЗАКРЫТО**;
- *крайнее переднее* – положение **ОТКРЫТО**.

Передний диапазон – диапазон ручного управления газогенератором.

Рычаги, установленные в заднее положение, можно запереть на замок.

4) *Рычаги стопорения* РУД и РУВ обеспечивают фиксацию РУД и РУВ в любых промежуточных положениях. Расположены между РУД и РУВ. Левый рычаг фиксирует РУД, правый – РУВ.





## ГЛАВА 10. СИСТЕМА ТОПЛИВОПИТАНИЯ И СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ (САУ) ПОДАЧЕЙ ТОПЛИВА

### 10.1. Устройство и размещение агрегатов

Топливная система высокого давления (двигательная) предназначена для подачи топлива к блоку-распылителю рабочих форсунок под давлением, обеспечивающим хороший распыл и устойчивое горение топлива во всем диапазоне эксплуатационных режимов работы двигателя.

Топливная система каждого двигателя включает в себя:

- *узел шестеренного топливного насоса*, расположен на задней стенке корпуса коробки приводов;
- *регулятор подачи топлива*, установлен на задней стенке корпуса коробки приводов;
- *две пусковых форсунки*, установлены на корпусе камеры сгорания справа и слева;
- *вращающаяся центробежная струйная форсунка*, установлена в камере сгорания;
- *дренажный клапан*, установлен на корпусе камеры сгорания снизу.

Управление подачей топлива в камеру сгорания (рис.10.2) может быть автоматическим с помощью РУД (САУ обеспечивает режим работы двигателя независимо от условий полета и климатических условий) или ручным с помощью рычага стоп-крана (требуется корректировка  $G_T$  стоп-краном для выдерживания заданного режима).

САУ подачей топлива включает в себя:

- *узел топливного насоса*, состоящий из качающего узла шестеренного типа, топливного фильтра, предохранительного клапана и регулятора пускового топлива;
- *автомат запуска* пневматического типа [ $F_{\text{ди.таз}} = f(P_K)$ ];
- *регулятор постоянного перепада давления топлива* на главной дозирующей игле (**per.  $DP_{\text{гл.ди}} = \text{const}$** );
- *центробежный регулятор частоты вращения ротора газогенератора* (**per.  $n_r = \text{const}$** );
- *регулятор площади проходного сечения главной дозирующей иглы* (**per.  $F_{\text{гл.ди}} = \text{const}$** );
- *автомат приемистости (АП)* временного типа;
- *контур ручного управления подачей топлива*;



- электронную систему ограничения параметров работы двигателя (ЦЭБО).

## 10.2. Органы управления и индикации

Органы управления и индикации включают в себя:

- **указатель давления топлива** перед рабочими форсунками ЭМИ-3(верхняя шкала), эксплуатационные значения давления топлива  $p_T=2...12 \text{ кгс/см}^2$ ;

- **два выключателя ЦЭБО ЛЕВ.(ПРАВ.)**, обеспечивают подачу напряжения 27В в ЦЭБО. Установлены на верхней панели;

- **две зеленые лампы ГОТОВНОСТЬ ЦЭБО**, сигнализируют о готовности ЦЭБО к работе. Установлены на правом пульте. Лампа загорается:

а) при нажатии на кнопку **ЗАПУСК** и горит в процессе запуска двигателя;

б) при  $M_{кр} \geq 65...75\%$  на  $H < 700 \text{ м}$  при открытых замках убранного положения основных опор шасси, то есть на тех режимах полета, при которых из соображений безопасности полета значительное понижение режима работы двигателя системой ограничений нежелательно - I уровень ограничения;

в) при  $n_T > 60^{+3} \%$  на  $H > 700 \text{ м}$  - II уровень ограничения;

- **два желтых табло ЦЭБО**. Табло загорается при:

а) отказе ЦЭБО;

б) выключении выключателя ЦЭБО;

в) автофлюгировании другого двигателя.

Установлены в секциях табло **ДВИГ.ЛЕВ.(ПРАВ.)**;

- **два желтых табло СРАБАТЫВАНИЕ ЦЭБО**. Загораются при срабатывании одного из ограничителей. Установлены в секциях табло **ДВИГ.ЛЕВ.(ПРАВ.)**;

- **две кнопки ЦЭБО** – обеспечивают перенастройку ограничителя температуры газа между турбинами на меньшее значение ограничиваемой температуры ( $T_{\text{мт.огр.}} = 680^\circ\text{C}$ );

- **два выключателя ИЗОЛИР. КЛАПАН** под красными колпачками, обеспечивают подачу напряжения **27В** к электромагниту изолирующего клапана регулятора подачи топлива. Установлены на верхней панели;

- **два желтых табло ИЗОЛИР. КЛАПАН**. Сигнализируют об отключении САУ и включении системы ручного управления подачей топлива в камеру сгорания (включение аварийного контура).

Табло загорается при:

а) срабатывании системы автоматического флюгирования воздушного винта (от ДАФ );

б) ручном флюгировании воздушного винта (от кнопки **РУЧНОЕ ФЛЮГИРОВАНИЕ** на центральном пульте);

в) включении выключателя **ИЗОЛИР. КЛАПАН**.

### 10.3. Работа топливной системы

Необходимое давление и расход топлива, как при запуске, так и на рабочих режимах обеспечивает шестеренный насос, подающий топливо в регулятор подачи топлива. После регулятора подачи топлива оно поступает к блоку-распылителю рабочих форсунок (центробежным струйным форсункам).

К блоку пусковых воспламенителей топливо поступает непосредственно от узла топливного насоса.

Топливо, не сгоревшее при запуске (останове) двигателя, через дренажный клапан сливается за пределы гондолы двигателя. Дренажный клапан открывается при  $n_r < 30\%$ . При больших  $n_r$  под действием избыточного давления в камере сгорания он закрыт.

### 10.4. Работа САУ подачей топлива

*а) при запуске.*

После нажатия на кнопку **ЗАПУСК** раскручивается ротор газогенератора, и вступает в работу качающий узел шестеренного насоса. Топливо под давлением начинает поступать к регулятору пускового топлива и в регулятор подачи топлива (к автомату запуска и в главную магистраль). Первоначально работает регулятор пускового топлива, который обеспечивает необходимый факел пламени в камере сгорания. По мере увеличения давления топлива открывается запорный клапан, который обеспечивает подачу топлива к рабочим форсункам и подключает в работу автомат запуска.

Подача топлива дозируется в соответствии с ростом давления воздуха за компрессором. Вместе с этим **рег.  $P_{г.л.дн} = const$** , стремясь поддержать на главной дозирующей игле заданный перепад давлений, будет удерживать клапан перепуска топлива в закрытом положении (так как **рег.  $n_r = const$**  из-за более высокой настройки  $n_r$  перемещает главную дозирующую иглу на увеличение  $F_{г.л.дн}$ ).

Таким образом, подача топлива при запуске программируется как по  $n_r$ , так и по  $G_B$ .

На начальном этапе запуска в работу вступают и ограничители ЦЭБО (температуры и градиента температуры) по сигналу от датчика автофлюгера ( $M_{кр} < 17\%$ ). Исполнительный механизм ЦЭБО замедляет движение главной дозирующей иглы на увеличение площади проходного сечения.

По мере приближения  $n_r$  к режиму малого газа вступает в работу **рег.  $n_r = \text{const}$** , который и обеспечит заданные  $n_r$  на режиме малого газа.

При некоторых условиях (низких  $T_n$ ) заданные  $n_r$  может определять **рег.  $F_{г.дн} = \text{const}$** .

*б) при перемещении РУД.*

При медленном перемещении происходит перенастройка **рег.  $n_r = \text{const}$**  или **рег.  $F_{г.дн} = \text{const}$** , изменяется перепад на главной дозирующей игле. В результате ее перемещения и вступает в работу **рег.  $P_{г.дн} = \text{const}$** , который в свою очередь, обеспечит постоянный перепад давлений топлива за счет изменения количества топлива, перепускаемого на слив за шестеренным насосом. В результате будет изменяться и количество топлива поступающего в камеру сгорания.

Для получения чрезвычайного режима необходимо перемещать **РУД** за упор максимального режима. Для этого требуется дополнительное усилие для разрыва мембраны толкателем, расположенным на корпусе регулятора подачи топлива.

САУ работает аналогично описанному выше. Однако ЦЭБО в этом случае должно быть отключено, так как ограничители не позволят получить чрезвычайный режим.

Работа САУ при быстром перемещении РУД отличается тем, что вступает в работу автомат приемистости, который обеспечивает заданный закон изменения подачи топлива.

*в) при изменении высоты и скорости полета.*

С увеличением  $H_n$  высотно-скоростной корректор регулятора **рег.  $F_{г.дн} = \text{const}$**  будет перенастраивать **рег.  $G_r = \text{const}$**  на уменьшение  $G_r$ , что при снижении расхода воздуха будет способствовать поддержанию  $n_r = \text{const}$ . **Рег.  $n_r = \text{const}$**  будет корректировать  $F_{г.дн} = 0$  для более точного поддержания  $n_r$ .

При уменьшении  $H_n$  работа аналогична.

Изменение скорости также как изменение высоты влияет на работу САУ. Исключение может составлять увеличение  $V_n$  при взлете, когда вступает в работу ограничитель мощности,

передаваемой на воздушный винт. В результате уменьшения подачи топлива ограничителем  $n_r$  будет несколько снижаться.

*г) при изменении климатических условий и впрыске воды.*

Влияние климатических условий на работу САУ газогенератора проявляется в основном через изменения температуры ( $t_n$ ) и давления ( $P_n$ ) атмосферного воздуха.

Максимальная взлетная мощность двигателя поддерживается постоянной до  $t_n=+16^{\circ}\text{C}$  ограничителем воздуха в условиях МСА.

При увеличении  $t_n=+16^{\circ}\text{C}$  (при  $t_n=+16^{\circ}\text{C}$  достигла максимального значения температура между турбинами  $t_{\text{мт}}=735^{\circ}\text{C}$ ) вступает в работу ограничитель температуры между турбинами. В этом случае, как и при работе ограничителя мощность  $n_r$  будет снижаться.

При меньшем  $P_n$  ограничитель температуры газа между турбинами вступает при меньшей  $t_n$  и наоборот.

При впрыске воды в компрессор (в условиях высоких температур атмосферного воздуха), когда работает **рег.  $n_r=\text{const}$** , увеличивается и расход воздуха через двигатель (вследствие увеличения  $P_k$  и  $G_r$ ), и расход топлива в камеру сгорания (**рег.  $n_r=\text{const}$**  для поддержания заданного  $n_r$ ). Это приводит к увеличению мощности двигателя. Температура газа между турбинами остается такой же, как и до впрыска воды. Впрыск воды при работе **рег.  $G_r=\text{const}$**  приводит к уменьшению мощности из-за уменьшения температуры в камере сгорания.

*д) при ручном управлении оборотами газогенератора  $n_z$  (от рычага стоп-крана).*

Ручное управление включается либо автоматически при срабатывании систем автоматического или ручного флюгирования, либо принудительно от переключателя **ИЗОЛИРУЮЩИЙ КЛАПАН**. При этом из работы выключаются все агрегаты и устройства САУ, а топливо из узла топливного насоса поступает в магистраль контура ручного управления (обеспечивают изолирующий клапан и запорный клапан). Функцию регулирующего органа насоса в этом случае выполняет регулятор постоянного перепада давлений на дозирующей игле стоп-крана.

## 10.5. Эксплуатация топливной системы и САУ подачей топлива

### 10.5.1. Внешний осмотр

При проведении внешнего осмотра убедиться в отсутствии следов подтекания топлива в месте установки агрегатов топливопитания, агрегатов САУ и на капотах двигателей.

### 10.5.2. Подготовка кабины, проверка работоспособности, управление

*Перед запуском:*

- проверить исходное положение органов управления в кабине. После подключения на борт источника питания эл.энергии, необходимо:

- включить АЗС **ЦЭБО** (желтое табло **ЦЭБО** должно погаснуть);

- включить АЗС **ТОПЛИВ. НАСОС**;

- на центральном пульте установить рычаг **ТОПЛИВО** в положение **ОТКРЫТО** (табло **ДАВЛ.ТОПЛИВА** должно погаснуть);

- на центральном пульте установить рычаг **СТОП-КРАН** в положение **ОТКРЫТО**.

*В процессе запуска проконтролировать:*

- загорание зеленой лампочки **ГОТОВНОСТЬ ЦЭБО** на правом пульте (включается I уровень ограничений параметров работы двигателя);

- мигание табло **СРАБ.ЦЭБО** в секции табло **ДВИГ.ЛЕВ.(ПРАВ.)** (вступает в работу система ограничения параметров работы двигателя по градиенту температуры газов за турбинами);

- повышение давления топлива перед рабочими форсунками по верхней шкале ЭМИ-3Р до **2 кгс/см<sup>2</sup>**.

*После запуска двигателя убедиться что:*

- не горит табло **СРАБ.ЦЭБО**;

- не горит табло **ЦЭБО**;

- не горит лампочка **ГОТОВНОСТЬ ЦЭБО**;

- давление топлива перед рабочими форсунками по верхней шкале ЭМИ-3Р  $\approx 2 \text{ кгс/см}^2$ .

Проверка работоспособности САУ осуществляется согласно графику опробования двигателя.



*В полете:*

- необходимо контролировать работоспособность системы топливопитания и САУ, при этом:

\* не должно гореть табло **ДАВЛ.ТОПЛИВА**;

\* давление топлива по верхней шкале указателя ЭМИ-ЗР в зависимости от режима работы двигателя, высоты полета  $H_n$ , скорости полета  $V_n$  и климатических условий должно быть **2...12 кгс/см<sup>2</sup>**;

\* не должно гореть табло **ЦЭБО**;

\* не должно гореть табло **ЗАСОРЕНИЕ ФИЛЬТРА**;

\* зеленая лампа **ГОТОВНОСТЬ ЦЭБО** загорается в следующих условиях:

а) I уровень ограничений  $H_n < 700\text{м}$  при  $M_{кр} \geq 65...75\%$ ;

б) II уровень ограничений  $H_n > 700\text{м}$  при  $n_r > 60\%$ .

## **10.6. Действия экипажа при отказах и неисправностях**

### **10.6.1. Отказ подкачивающего топливного насоса**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- загорание желтого табло **ДАВЛ.ТОПЛИВА**. Это может свидетельствовать об отказе подкачивающего топливного насоса или о полной выработке топлива из соответствующей группы баков. При этом давление топлива на входе в двигатель перед шестеренным топливным насосом уменьшается ниже **0,3 кгс/см<sup>2</sup>**.

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Проверить включение соответствующего **АЗС ТОПЛИВ. НАСОС**, проверить сигнализацию табло **МИН. ЗАПАС ТОПЛИВА**, нажав на левом пульте на кнопку контроля **ТАБЛО СИГНАЛИЗАЦИИ** соответствующего двигателя;

2. Проверить давление топлива на верхней шкале трехстрелочного указателя (стрелка режима находится в зеленом секторе);

3. Проверить запас топлива в группе баков соответствующего двигателя и при необходимости применить кольцевание топлива.

Если после выполнения указанных действий двигатель работает нормально, то полет продолжать, усилив контроль за параметрами работы двигателя.

#### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

При данной неисправности допускаются колебания частоты вращения газогенератора  $n_r$  в пределах  $\pm 1\%$ . При колебаниях  $n_r > \pm 1\%$  уменьшить высоту полета до значения, на котором колебания придут в норму.

Если двигатель, несмотря на принятые меры, работает с перебоями, то его необходимо выключить. Кроме того, возможно



кратковременное загорание табло **ДАВЛ.ТОПЛИВА** при появлении отрицательной перегрузки,

Это связано с кратковременным падением давления топлива на входе в двигатель (перед шестеренным топливным насосом) ниже **0,3 кгс/см<sup>2</sup>**, но не считается отказом и допускается в эксплуатации.

### **10.6.2. Засорение топливного фильтра**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- загорание желтого табло **ЗАСОРЕНИЕ ФИЛЬТРА**. Это свидетельствует о засорении топливного фильтра механическими примесями, присутствующими в топливе и повышении перепада давлений топлива на фильтрующем элементе более **0,2 кгс/см<sup>2</sup>**. При этом топливо поступает к двигателю неочищенным через перепускной клапан. Возможно загорание одного или двух табло **ЗАСОРЕНИЕ ФИЛЬТРА**.

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

##### **1. При загорании одного табло ЗАСОРЕНИЕ ФИЛЬТРА:**

- \* проконтролировать параметры работы соответствующего двигателя;

- \* если двигатель работает нормально, то продолжать полет, усилив контроль за его параметрами;

- \* если двигатель работает с перебоями, его следует выключить и продолжать полет с одним работающим двигателем.

##### **2. При загорании двух табло ЗАСОРЕНИЕ ФИЛЬТРА:**

- \* проконтролировать параметры работы двигателей;

- \* если двигатели работают нормально, то продолжать полет, уделяя повышенное внимание давлению топлива перед рабочими форсунками и температуре газов между турбинами;

- \* если хотя бы один из двигателей работает с перебоями, то произвести вынужденную посадку на площадку, подобранную с воздуха.

### **10.6.3. Падение давления топлива**

#### **ПРИЗНАКИ:**

- указатель давления топлива перед рабочими форсунками (верхняя шкала трехстрелочного указателя) показывает нулевое значение. Это может свидетельствовать об отказе системы сигнализации давления топлива перед рабочими форсунками (датчик-указатель) или об отказе САУ подачей топлива в камеру сгорания.

## ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:

1. Проконтролировать параметры работы двигателя;

- если параметры двигателя не изменились, то продолжать полет, уделяя повышенное внимание его параметрам;

- если параметры двигателя ( $n_r$ ,  $M_{кр}$ ,  $t_{мт}$ ) существенно изменились или наблюдается неустойчивая их работа, то выключить двигатель и продолжать полет с одним работающим двигателем.

### 10.6.4. Отказ системы автоматического управления подачей топлива

#### ПРИЗНАКИ:

- самопроизвольное уменьшение  $M_{кр}$  или зависание  $n_r$  и отсутствие реакции двигателя (не изменяются его параметры) на перемещение РУД. При этом желтое табло **СРАБАТ.ЦЭБО** не горит. Эти признаки свидетельствуют об отказе системы автоматического управления подачей топлива в камеру сгорания. Причем отказ не связан с вступлением в работу системы ограничений параметров работы двигателя (не горит табло **СРАБАТ.ЦЭБО**).

#### ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:

1. Убрать РУД неисправного двигателя в положение малого газа.

2. Включить на верхней панели выключатель **ИЗОЛ.КЛАПАН** и убедиться в загорании желтого табло **ИЗОЛИР.КЛАПАН**.

3. Установить требуемый режим работы двигателя путем плавного перемещения рычага стоп-крана вперед в диапазоне ручного управления.

#### ПРИМЕЧАНИЕ.

На высоте полета до **H=2000 м** максимальные режим работы двигателя ( $n_r=99\%$ ) при ручном управлении газогенератора (крайнее переднее положение рычага стоп-крана) не всегда возможно получить. Это связано с тем, что расход воздуха через двигатель на этих высотах превышает расчетное значение, а следовательно, температура газов перед турбинами имеет более низкие значения. Работа и мощность, развиваемые турбинами, уменьшаются, а режим работы двигателя ниже максимального.

## ГЛАВА 11. ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ В-510В

### 11.1. Общая характеристика

Воздушный винт В-510 является винтом изменяемого шага (ВИШ). Углы установки лопастей позволяют работать винту, как на режимах положительной тяги, так и отрицательной. Режим положительной тяги используется в полете и при рулении самолета. Режим отрицательной тяги используется на пробеге после посадки самолета для его торможения.

В связи с этим управление воздушным винтом разделено на автоматическое управление (**а-управление**), при котором частота вращения воздушного винта, заданная летчиком при помощи РУВ, поддерживается постоянной регулятором  $n_b = \text{const}$  ( $n_b = 1700 \dots 2080$  об/мин независимо от условий полета и климатических условий за счет перестановки лопастей воздушного винта,  $j_b = +14^\circ \dots +36^\circ$ ) и ручное управление (**б - управление**), при котором управление воздушным винтом осуществляется при помощи РУД (задается  $j_b = +14^\circ \dots -24^\circ$ ). При этом изменяется и мощность газогенератора. Воздушный винт имеет систему флюгирования, которая предотвращает появление отрицательной тяги в случае отказа двигателя или систем управления винтом ( $j_b = +79^\circ 30'$ ). Флюгирование может осуществляться автоматическим, ручным или аварийным способами. Кроме того, предусмотрено контрольное флюгирование для проверки работоспособности флюгерного насоса и возможности перевода лопастей винта во флюгерное положение на неработающем двигателе.

Предусмотрена также установка винтов на промежуточные упоры:

- на первый промежуточный упор  $j_b = +14^\circ$  в случае отказа системы флюгирования;
- на второй промежуточный упор  $j_b = +8^\circ$  в случае отказа обратной связи системы ручного управления.

Для предотвращения раскрутки винта предусмотрено ограничение  $n_{b \max}$ .

Источниками давления для системы управления винтом являются основной шестеренный насос, привод которого осуществляется от ротора свободной турбины и флюгерный шестеренный насос, имеющий собственный электропривод. В качестве рабочей жидкости используется масло системы смазки двигателя.

Воздушный винт оборудован электрической ПОС входных кромок лопастей.

## 11.2. Основные данные воздушного винта

1. Тип воздушного винта .....винт изменяемого шага.
2. Режим работы.....тяговый, реверсивный, флюгерный.
3. Максимальный диапазон углов установки винта..... $103^{\circ}30'$
4. Номинальные углы установки винта:
  - во флюгерном положении..... $79^{\circ}30'$
  - на первом промежуточном упоре  
(взлетное положение)..... $14^{\circ}$
  - на втором промежуточном упоре..... $8^{\circ}$
  - в положение реверса..... $-24^{\circ}$
5. Направление вращения.....правое
6. Количество лопастей.....5
7. Диапазон работы регулятора  $n_v = \text{const}$ .....1700...2080 об/мин
8. Диапазон работы ограничителя  $n_v$ .....2170...2230 об/мин
9. Максимальная частота вращения в/винта  
в положении реверса.....1900 об/мин.
10. Частота вращения в/винта на  
режиме малого газа..... $920 \pm 60$  об/мин
11. Частота вращения зафлюгерированного  
в/винта на режиме малого газа.....350 об/мин
12. Время перестановки лопастей винта  
во флюгерное положение при:
  - \* автоматическом флюгировании.....не  $> 5$  с
  - \* ручном флюгировании.....не  $> 5$  с
  - \* аварийном флюгировании.....не  $> 25$  с
13. Время перестановки лопастей винта  
в положение реверса.....не  $> 3$  с
14. Давление масла в канале малого шага..... $28 \text{ кгс/см}^2$
15. Давление масла в канале большого шага..... $6 \text{ кгс/см}^2$

Воздушный винт состоит из следующих основных частей:

- лопастей в/винта;
- узла крепления лопастей;
- втулки воздушного винта;
- сервомеханизма лопастей винта;
- центробежного ограничителя  $n_v$ ;
- нагревательных элементов лопастей винта;
- обтекателя втулки винта.

### 11.3. Устройство системы управления воздушного винта

Система управления воздушным винтом (рис.11.1) включает в себя:

- регулятор  $n_v = \text{const}$  ( $n_{v \text{ раб}} = 1700...2080 \text{ об/мин}$ );
- механизм ручного управления в/винта;
- шестеренный насос с двухступенчатым редуцированием давления ( $P_{\text{мш}} = 28 \text{ кгс/см}^2$ ;  $P_{\text{бш}} = 6 \text{ кгс/см}^2$ );
- датчик автоматического флюгирования с трехступенчатой выдачей сигналов при падении  $P_{\text{икм}}$ :

I ступень – при  $M_{\text{кр}} < 24\%$  сигналы поступают в АУК, на блокировку системы автоматического флюгирования нормально работающего двигателя;

II ступень – при  $M_{\text{кр}} < 18\%$  сигнал поступает в систему автоматического флюгирования отказавшего двигателя, на отключение ЦЭБО нормально работающего двигателя;

III ступень – при  $M_{\text{кр}} < 17\%$  после нажатия на кнопку «ЗАПУСК» сигнал поступает в ЦЭБО для ограничения температуры и градиента температуры при запуске двигателя;

- механизм объединенного управления воздушным винтом и газогенератором на режиме реверса от РУД. Выполнен в виде кулисы. При перемещении РУД за упор малого газа профильный паз кулисы воздействует на палец качалки, и тем самым приводит в движение проводку управления механизма ручного управления воздушного винта;

- ограничитель минимального угла установки в/винта с выключателем ограничителя. Ограничитель выполняет функцию второго промежуточного упора ( $j_{\text{в мин}} = 8^\circ$ ) при отказе обратной связи механизма ручного управления воздушного винта, а выключатель ограничителя обеспечивает снятие винта со второго промежуточного упора, при этом обеспечивается реверс двигателей при пробеге и рулении самолета. Выключение ограничителя осуществляется при перемещении РУД за упор малого газа;

- датчики крутящего момента и частоты вращения в/винта предназначены для выдачи сигналов в ЦЭБО с целью ограничения  $M_{\text{кр}}$ , передаваемого на винт и  $n_{v \text{ max}}$  путем уменьшения мощности газогенератора;







- ограничитель  $n_{в \max}$  предотвращает раскрутку ротора свободной турбины, предохраняя ее рабочее колесо от разрушения, в случае отказа ограничителя  $n_{в \max}$  ЦЭБО;

- сервомеханизм лопастей в/винта предназначен для установки лопастей на заданный угол по сигналам от:

- 1) регулятора  $n_{в}=\text{const}$ ;
- 2) механизма ручного управления воздушным винтом;
- 3) флюгерного насоса;
- 4) ограничителя  $n_{в \max}$ ;
- 5) ограничителя  $j_{в \min}$ .

В систему управления воздушного винта входит:

- система автоматического управления (а-управление);
- система ручного управления (b-управление);
- система автоматического флюгирования;
- система ручного флюгирования;
- система аварийного флюгирования;
- система контрольного флюгирования;
- система защиты двигателя от раскрутки в/винта.

#### 11.4. Система автоматического управления (а-управление)

В систему автоматического управления входят регулятор  $n_{в}=\text{const}$  и РУВ с проводкой управления, выполняющий роль органа задания режимов работы регулятора.

При отклонении частоты вращения винта от заданной летчиком регулятор  $n_{в}=\text{const}$  воздействует на лопасти, которые выполняют роль регулирующего органа системы и, «затяжеляя» или «облегчая» винт, восстанавливают исходные  $n_{в}$ .

Возмущающими воздействиями при этом выступают изменения условий полета ( $V_{п}$ ,  $H$ ), режим работы газогенератора ( $n_{г}$ ) и атмосферные (климатические) условия ( $p_{н}$ ,  $t_{н}$ ).

При изменении настройки **рег.  $n_{в \max}$**  (перемещая РУВ) обеспечивается либо подвод масла в полость малого шага **28 кгс/см<sup>2</sup>** (при увеличении  $n_{в}$ ), либо слив из этой полости (при уменьшении  $n_{в}$ ) и таким образом задается  $n_{в}$  в диапазоне  **$n_{в}=1700...2080$  об/мин** путем «облегчения» или «затяжеления» в/винта.

При увеличении скорости полета  $V_{п}$  угол атаки лопасти уменьшается, а следовательно, уменьшается и мощность, потребляемая винтом (винт «облегчается»). Так как мощность, подводимая к винту, при этом остается постоянной, то  $n_{в}$  стремятся

увеличиться. Вступает в работу **рег.  $n_b = \text{const}$** , увеличивает  $j_v$ , и, тем самым «затягивая» винт, восстанавливает  $n_b$  зад.

При увеличении высоты полета  $H_n$  потребляемая мощность  $N_{\text{потр}}$  из-за падения атмосферного давления  $p_n$  будет уменьшаться. Следовательно,  $n_b$  стремится увеличиться. Регулятор  $n_b = \text{const}$  «затягивает» воздушный винт.

При перемещении РУД на увеличение подачи топлива в камеру сгорания  $n_r$  увеличивается. Следовательно, увеличится мощность, развиваемая свободной турбиной. Регулятор  $n_b = \text{const}$  «затягивает» воздушный винт.

При изменении климатических условий:

– до  $t_n +16^\circ\text{C}$  – топливная автоматика двигателя обеспечивает поддержание постоянной мощности, передаваемой на винт. Поэтому  $j_v$  будет несколько уменьшаться при уменьшении  $t_n$  из-за роста потребляемой мощности винта.

– выше  $t_n +16^\circ\text{C}$  –  $N_r$  при увеличении  $t_n$  уменьшается, поэтому  $j_v$  регулятором  $n_b = \text{const}$  будет уменьшаться.

То есть, при увеличении  $t_n$  до  $+16^\circ\text{C}$   $j_v$  будет увеличиваться, а при дальнейшем увеличении  $t_n$  – уменьшаться.

С увеличением влажности воздуха  $N_r$  уменьшается из-за ухудшения свойств воздуха как рабочего тела. Поэтому  $n_b$  равн будет достигнута при меньшем  $j_v$ .

С увеличением водности воздуха  $N_r$  увеличивается, так как увеличивается  $\pi_k^*$ , и расход воздуха через двигатель.  $j_v$  будет увеличиваться для сохранения условия  $n_b = \text{const}$ .

При изменении настройки регулятора  $n_b = \text{const}$  (перемещая РУВ) обеспечивается задание  $n_b$  в диапазоне  $n_b = 1700...2080 \text{ об/мин}$  путем «облегчения» или «затягивания» воздушного винта без изменения мощности газогенератора.

### 11.5. Система ручного управления (b - управление)

Система ручного управления предназначена для уменьшения тяги винта при рулении и создания отрицательной тяги после посадки самолета.

В систему ручного управления входит механизм ручного управления винтом и сервомеханизм лопастей винта. Система работает по принципу следящего гидропривода.

Ручное управление воздушным винтом разделено на два диапазона:

- **первый диапазон (диапазон b)** – это ручное задание угла установки винта в пределах от минимального полетного угла ( $14^\circ$ ) до угла нулевой тяги ( $0...-3^\circ$ ) и режимом работы газогенератора, соответствующему режиму малого газа;

- **второй диапазон (реверс)** характерен изменением не только углов установки лопастей (от  $0...-3^\circ$  до  $-24^\circ$ ), но и мощности газогенератора.

Если РУВ будет находиться в диапазоне автоматического управления, а РУДом уменьшить подачу топлива, то  $n_{в\text{ зад}}$  будет сохраняться только до тех пор, пока  $j_{в}$  не станет равным минимальному полетному углу ( $14^\circ$ ), то есть в работу вступает первый промежуточный упор. Вследствие этого  $n_{в}$  на режиме малого газа оказывается ниже  $n_{в}$  автоматического управления и равна **950 об/мин** (при дальнейшем уменьшении  $j_{в}$  отрицательная тяга винта в полете превысила бы максимально допустимую).

При дальнейшем перемещении РУД за упор малого газа винт снимается с первого промежуточного упора, и лопасти перемещаются до уменьшения  $j_{в} = 8^\circ$ , то есть винт становится на второй промежуточный упор, а обороты винта увеличатся с  $n_{в} = 950 \text{ об/мин}$  до  $n_{в} = 1150 \text{ об/мин}$ . При дальнейшем перемещении РУД  $n_{в}$  остается постоянной, пока винт не снимется со второго промежуточного упора. При этом лопасти винта переместятся на угол  $0...-3^\circ$ , а  $n_{в}$  увеличится до **1350 об/мин**. При страгивании винта со второго промежуточного упора ( $j_{в} = 8^\circ$ ,  $n_{в} = 1150 \text{ об/мин}$ ) загорится табло желтого цвета **ДИАПАЗОН b**.

Дальнейшее перемещение РУД назад одновременно увеличивает мощность газогенератора,  $n_{в}$  увеличится до **1900 об/мин** при  $j_{в} = -24^\circ$ . Время перевода не более 3с.

## 11.6. Система автоматического флюгирования

Автоматическое флюгирование воздушного винта предусмотрено для основных полетных режимов при  $M_{кр} < 18\%$  по ИКМ.

Система флюгирования воздушного винта включает в себя:

- электрогидравлический кран флюгирования;
- флюгерный насос шестеренного типа с редукционным клапаном ( $P_{фн} = 25 \text{ кгс/см}^2$ );
- реле времени;

- датчик автоматического флюгирования;
- механизм блокировки автоматического флюгирования по положению РУД ( $n_r = 88 \pm 1\%$  при  $t_n = -50^\circ\text{C} \dots +20^\circ\text{C}$  или  $n_r = 92 \pm 1\%$  при  $t_n = -20^\circ\text{C} \dots +50^\circ\text{C}$ );
- сервомеханизм лопастей воздушного винта.

Система автоматического флюгирования готова к работе при выполнении следующих условий:

- включены АЗСы **ФЛЮГЕР./АВТОМ.КРЕНА** на верхней панели;
- включен выключатель **АВТОФЛЮГЕР** на центральном пульте;
- РУДы находятся в положении  $n_r = 88 \pm 1\%$  или  $n_r = 92 \pm 1\%$  (в зависимости от  $t_n$ ). Готовность системы к работе определяется по загоранию сигнальных табло зеленого цвета **АВТОФЛЮГЕР** в секциях блоков сигнальных табло **ДВИГ. ЛЕВ.(ПРАВ.)**;

При отказе двигателя и при последующем падении  $M_{кр} < 24\%$  замыкаются контакты **I ступени** ДАФ и сигналы поступают:

- на размыкание цепи автоматического флюгирования работающего двигателя и выключение светового табло **АВТОФЛЮГЕР** готовности системы;
- в систему АУК на отклонение щитков плоскости крыла работающего двигателя, при этом гаснет зеленое табло и загорается желтое табло **АВТОМ. КРЕНА** (если  $H_{пол} < 400\text{м}$ , включен выключатель **АУК** на центральном пульте и  $V_{пол} < 205\text{км/ч}$ ).

При падении  $M_{кр} < 18\%$  замкнутся контакты **II ступени** ДАФ. При этом:

- погаснет световое табло **АВТОФЛЮГЕР** отказавшего двигателя;
- разомкнется электрическая цепь питания **ЦЭБО** и загорится желтое табло **ЦЭБО** работающего двигателя;
- замкнется электрическая цепь электромагнита изолирующего клапана и загорится желтое табло **ИЗОЛИРУЮЩИЙ КЛАПАН** отказавшего двигателя;
- через реле времени на **13...15с** включится в работу флюгерный насос и загорится желтое табло **ФЛЮГЕРНЫЙ НАСОС** в секции табло **ДВИГАТЕЛЬ** отказавшего двигателя;
- замкнется цепь питания электромагнитного крана флюгирования.

ЭМК флюгирования отключит из работы регулятор винта, воздушный винт перейдет во флюгерное положение (**79°30'**). Время перевода не более **5с**.

### 11.7. Система ручного флюгирования

Ручное флюгирование осуществляется при любом режиме работы двигателя, если при отказе двигателя:

- была выключена система автоматического флюгирования;
- не сработала система автоматического флюгирования;
- РУД находится вне сектора, предназначенного для автоматического флюгирования.

Ручное флюгирование осуществляется путем нажатия на кнопку **РУЧНОЕ ФЛЮГИР.**, расположенную на центральном пульте. Работа при этом аналогична автоматическому флюгированию. Отличие состоит в том, что ДАФ не выдает сигналы на отключение ЦЭБО второго двигателя и в систему АУК.

Газогенератор, как и при автоматическом флюгировании, переходит на ручное управление (сработает электромагнит изолирующего клапана и загорится табло **ИЗОЛИР.КЛАПАН**).

### 11.8. Система аварийного и контрольного флюгирования

Аварийное флюгирование воздушного винта применяется в случаях отказа системы автоматического флюгирования, а также перед остановкой двигателя.

*Аварийное флюгирование воздушного винта* осуществляется с помощью РУВ путем перевода во флюгерное положение. При этом отключается **рег.  $n_v = \text{const}$**  и его золотник обеспечивает перевод лопастей в/винта во флюгерное положение путем подвода масла в полость большого шага и слива из полости малого шага. Время перестановки лопастей во флюгерное положение – **20...25с**.

*Система контрольного флюгирования воздушного винта* предназначена для проверки работоспособности флюгерного насоса как на земле, так и в полете.

Система включается в работу нажатием двух кнопок **ФЛЮГИРОВАНИЕ РУЧНОЕ** левого или правого двигателя на левом пульте на время не более **30с**, так как при этом реле времени не включается (может выйти из строя флюгирующий насос). Контроль по загоранию желтого табло **ФЛЮГИР.НАСОС**.

При включении системы в полете РУВ должен находиться в секторе рабочих режимов ( $n_v$  при этом практически не изменяется).

Система может быть использована для перестановки лопастей винта при неработающем двигателе во всем диапазоне углов (при перемещении РУВ и РУД).

Кнопка **ФЛЮГИРОВАНИЕ АВТ.** предназначена для проверки системы автоматического флюгирования при опробовании двигателя. Расположена на левом пульте.

### 11.9. Система защиты двигателя от раскрутки воздушного винта

Система защиты двигателя от раскрутки воздушного винта предназначена для предотвращения разрушения двигателя и его элементов при повышении частоты вращения воздушного винта выше расчетной вследствие отказов в системе управления винтом.

Система защиты двигателя от раскрутки воздушного винта включает:

- *балансировочные грузы* (переставляют лопасти винта на большой шаг при падении или отсутствии давления масла в системе управления винтом и тем самым предотвращают увеличение ( $n_v$ )).
- *ограничитель  $n_v$  в ЦЭБО* ( $n_{v \text{ огр}} = 2121...2199$  об/мин за счет уменьшения подачи топлива в камеру сгорания. В этом случае уменьшается мощность, развиваемая свободной турбиной, а, следовательно, и мощность, передаваемая на воздушный винт);
- *центробежный ограничитель  $n_v$*  ( $n_{v \text{ огр}} = 2170...2230$  об/мин за счет перенастройки лопастей на больший угол. Работает совместно с балансировочными грузами). Срабатывает в случае отказа  $n_{v \text{ огр}}$  в ЦЭБО.



## ГЛАВА 12. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНОГО ВИНТА

### 12.1. Внешний осмотр

В процессе предполетной подготовки экипаж внешним осмотром должен убедиться:

- в отсутствии следов масла на лопастях воздушного винта и его обтекателе;
- в отсутствии повреждения лопастей, и их обогревательных элементов ПОС входных кромок,
- что лопасти воздушного винта находятся во флюгерном положении. Это необходимо для уменьшения потребной мощности стартер-генератора при запуске газогенератора, предотвращения неустойчивой работы компрессора и для устранения самовращения винта на стоянке от ветра.

В случае, если винт будет находиться в положении малого шага, то в процессе запуска частота вращения свободной турбины будет интенсивно увеличиваться. Пропускная способность свободной турбины при этом будет уменьшаться. Следовательно, будет увеличиваться давление на выходе из турбины газогенератора, и уменьшаться осевая скорость воздуха в проточной части двигателя. Увеличение давления за турбиной приводит к уменьшению степени понижения давления газа в турбине и, соответственно, мощности турбины газогенератора. Уменьшение осевой скорости приводит к неустойчивой работе компрессора и, как следствие, повышению температуры газа.

### 12.2. Подготовка кабины, проверка работоспособности, управление

*Перед запуском двигателей.*

Проверить исходное положение органов управления в кабине:

- РУДы в положении малого газа;
- РУВы во флюгерном положении;
- АЗСы **ФЛЮГИР** / **АВТ.КРЕНА** – выключены;
- выключатель **АВТОФЛЮГЕР** на центральном пульте выключен;

После подключения источника питания постоянного и переменного тока на борт убедиться, что стрелки указателей  $M_{кр}$  и  $n_v$  установлены на ноль. При необходимости убедиться в исправности флюгерного насоса, для чего включить два АЗС **ФЛЮГИР/АВТОМ.КРЕНА**, нажать на левом пульте

одновременно две кнопки **ФЛЮГИРОВАНИЕ РУЧНОЕ** выбранного двигателя и проконтролировать загорание в секции соответствующего двигателя желтого табло **ФЛЮГИР.НАСОС**. После проверки кнопки отпустить и выключить АЗСы **ФЛЮГИР./АВТОМ. КРЕНА**.

*При запуске двигателей:*

- запуск двигателя осуществлять с винтом, установленным во флюгерное положение;
- нажать на кнопку **ЗАПУСК** и контролировать:
  - \* начало вращения воздушного винта (визуально);
  - \* рост оборотов воздушного винта до  $n_v = 350 \text{ об/мин}$ .

*После запуска двигателей:*

- после выхода двигателя на малый газ ( $n_r = 60 + 3\%$ ) переместить РУВ в положение малого шага (вперед до упора);
- контролировать выход воздушного винта из флюгерного положения по росту его оборотов от  $n_v = 350 \text{ об/мин}$  до  $n_v = 920 \pm 60 \text{ об/мин}$ ;
- прогреть двигатель и удалить воздушные пробки из втулки воздушного винта, для чего переместить РУВ из малого шага во флюгерное положение три раза с интервалом **40 сек**;
- выполнить следующие проверки систем управления воздушного винта:
  - \* проверка работоспособности системы автоматического флюгирования воздушного винта;
  - \* проверка работоспособности системы ручного флюгирования воздушного винта;
  - \* проверка готовности системы автоматического флюгирования воздушного винта;

Вышеперечисленные проверки рассмотрим в разделе **№13.6.3**.

*На рулении:*

- сравнить  $n_v$  левого и правого двигателей на режиме малого газа и при РУВах в переднем крайнем положении. Разность  $n_v$  при отсутствии бокового ветра не должна превышать одно деление (**50 об/мин**) по указателям оборотов воздушного винта. На рулении скорость устанавливать и выдерживать путем перевода РУВов в положение малого шага для увеличения скорости или во флюгерное положение для уменьшения скорости, при необходимости использовать тормоза. РУДы при этом должны находиться в положении малого газа.

*В полете:*

Контроль за работоспособностью системы управления воздушным винтом осуществлять по приборам и сигнальным табло:

- указатель крутящего момента – для контроля крутящего момента, передаваемого на воздушный винт. Рабочие эксплуатационные значения  $M_{кр} = 18...100\%$ . Максимально

допустимое значение  $M_{кр}$  (при взлете) – **106%**, на чрезвычайном режиме  $M_{кр} = 106,5\%$  (в течение **1...2с** допускается  $M_{кр} = 110\%$ );

- указатель частоты вращения ротора газогенератора – для контроля  $n_r$ . Рабочие эксплуатационные значения  $n_r = 60+3...100\%$ . Максимально допустимое значение (на чрезвычайном режиме)  $n_r = 102\%$ ;

- указатель частоты вращения воздушного винта – для контроля за  $n_v$ . Рабочие эксплуатационные значения:

\* в полете:  $n_v = 1700...2080$  об/мин;

\* на земле: минимальное значение  $n_{v \text{ мин}} = 350$  об/мин ( $n_r = 60^{+3}\%$ , воздушный винт зафлюгирован),  $n_{v \text{ мин}} = 920$  об/мин ( $n_r = 60^{+3}\%$ , воздушный винт расфлюгирован, РУВ в положении МШ). Все вышеперечисленные указатели расположены на СППД;

- зеленое табло **АВТОФЛЮГЕР** – сигнализирует о снятии блокировки системы автоматического флюгирования воздушного винта. Табло загорается при перемещении РУД вперед до замыкания концевых выключателей, расположенных на кронштейнах РПТ (соответствует  $n_r = 88 \pm 1\%$  или  $n_r = 92 \pm 1\%$ ) или при нажатии кнопки **ФЛЮГИРОВАНИЕ АВТ.**;

- желтое табло **ФЛЮГЕР. НАСОС** сигнализирует об исправной работе флюгерного насоса. Табло загорается при автоматическом и ручном флюгировании, а также при нажатии двух кнопок **ФЛЮГИРОВАНИЕ РУЧНОЕ**;

Все вышеперечисленные табло расположены в блоке табло **ДВИГАТЕЛЬ (лев.,прав.)**.

*После посадки на пробеге:*

- осуществлять контроль за вступлением в работу системы ручного управления воздушным винтом (включении режима реверса) – по загоранию желтого табло **ДИАПАЗОН β** в секции **ДВИГАТЕЛЬ (лев.,прав.)** блока сигнальных табло.

## **12.3. Действия экипажа при отказах и неисправностях**

### **12.3.1. Отказ систем флюгирования воздушного винта ПРИЗНАКИ:**

В полете при отказе двигателя (падение основных параметров двигателя):

- появляется интенсивный разворачивающий  $M_y$  и кренящий  $M_x$  моменты в сторону отказавшего двигателя;
- воздушный винт переходит в режим авторотации (не срабатывают системы автоматического флюгирования);
- нажатие на кнопку **РУЧНОЕ ФЛЮГИРОВАНИЕ** и перевод РУВ во флюгерное положение не приводят к флюгированию воздушного винта.

Вышеперечисленные признаки свидетельствуют об отказе системы флюгирования воздушного винта.

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Немедленным отклонением руля направления, вплоть до полного расхода, парировать разворот самолета для сохранения направления полета;
2. При полном расходе руля направления остаточную несимметричность тяги парировать созданием крена до  $5^\circ$  в сторону работающего двигателя;
3. Доложить РП о случившемся;
4. При выполнении разворотов уделять внимание удержанию шарика указателя скольжения в нейтральном положении. Развороты выполнять:

- только отклонением руля направления;
- не допускать углов крена больше  $15^\circ$ .

#### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

Выполнять полет со скольжением с авторотирующим винтом запрещается.

### **12.3.2. Отказ системы управления реверса одного двигателя**

#### **ПРИЗНАКИ:**

1. После посадки, на пробеге, при перемещении обоих РУД в положение реверса не загорается **ДИАПАЗОН b** одного из двигателей:

2. Появляется разворачивающий момент в сторону двигателя, табло **ДИАПАЗОН b**, которого горит.

Данный признак свидетельствует об отказе системы ручного управления (реверса) одного из двигателей.

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Положение РУД неисправного двигателя не изменять;
2. Установить реверс только исправному двигателю;
3. Разворачивающий момент парировать отклонением переднего колеса и отдельным торможением колес.

### **12.3.3. Отказ системы управления реверса двух двигателей**

#### **ПРИЗНАКИ:**

После посадки на пробеге при перемещении обоих РУД в положение реверса:

- не загораются желтые табло **ДИАПАЗОН b** двух двигателей;
- отсутствует интенсивное уменьшение скорости пробега.

Это свидетельствует об отказе системы ручного управления воздушным винтом (реверса) обоих двигателей.

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Оба РУД вернуть в положение малого газа;
1. Применить интенсивное торможение.

## ГЛАВА 13. ПУСКОВАЯ СИСТЕМА

### 13.1. Устройство и размещение агрегатов

Пусковая система включает в себя топливную и электрическую части. Топливная часть пусковой системы входит в устройство САУ подачей топлива и была рассмотрена выше.

Электрическая часть пусковой системы включает в себя (для каждого двигателя):

- *стартер-генератор* (пусковое устройство), работает от двух аккумуляторных батарей 20НКБН-25, наземного источника или от стартер-генератора запущенного двигателя. Установлен на задней стенке коробки приводов двигателя;
- *реле времени* (запитывает пусковую систему в течение 22с). Установлено на потолке в районе 9...10 шп.;
- *две катушки зажигания*, установлены на противопожарной перегородке двигателя снизу, слева;
- *две свечи зажигания* установлены в корпусе воспламенителей;
- *прерыватель*, установлен на потолке в районе 9 шп.;
- *электромагнитный клапан пускового топлива*, установлен на корпусе узла топливного насоса двигателя.

### 13.2. Органы управления и сигнализация

На центральном пульте расположены:

- *две кнопки ЗАПУСК*, замыкают электрическую цепь 27В питания пусковой системы при запуске двигателя;
- *две кнопки ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА*, замыкают электрическую цепь 27В питания пусковой системы установки при холодной прокрутке двигателя. При этом система зажигания не включается.

На верхней панели расположены:

- два АЗС ЗАПУСК (ЛЕВ.,ПРАВ.) обеспечивают подачу напряжения 27В к кнопкам ЗАПУСК;
- АЗС ПЛАНЕР.

На левом пульте расположены:

- *два переключателя ЗАЖИГАНИЕ I(II)*, обеспечивают проверку цепи питания коробок зажигания и исправности свечей зажигания (на слух).



- В секции сигнальных табло **ПЛАНЕР** расположено;
- табло **ЗАПУСК** желтого цвета (одно на оба двигателя). Сигнализирует о работе реле времени после нажатия на кнопку **ЗАПУСК**, горит в течение  $20 \pm 2\text{с}$ .

### 13.3. Работа

При нажатии на кнопку **ЗАПУСК** питание **+27В** поступает на реле времени, которое в течение  $20 \pm 2\text{с}$  обеспечивает включение в работу:

- стартер-генератора;
- катушек зажигания;
- прерывателя подачи топлива;
- табло **ЗАПУСК**.

Стартер-генератор начинает раскручивать ротор турбогенератора. Катушки зажигания обеспечивают искрообразование на свечах зажигания, установленных в корпусе воспламенителей. Вслед за этим топливный насос начинает подавать топливо к регулятору пускового топлива и ТАЗ. Прерыватель подачи топлива через равномерные интервалы прерывает подачу топлива в воспламенители и таким образом обеспечивает оптимальные условия горения топлива. В камеру сгорания топливо подается при помощи распылительного кольца от ТАЗ. Не более чем через **12с** после начала запуска должно произойти воспламенение топлива в камере сгорания (контроль по росту  $T_{\text{тмт}}$ ).

С началом раскрутки ротора газогенератора также начинается раскрутку ротор свободной турбины с воздушным винтом. При этом вступают в работу приводные от роторов двигателя агрегаты и узлы:

- *масляной системы* (нагнетающий и откачивающие маслонасосы, центробежный суфлер);
- *САУ подачи топлива* (шестеренный насос и приводной валик центробежного регулятора  $n_r = \text{const}$ );
- *систем воздушного винта* (маслонасос ИКМ, маслонасос регулятора воздушного винта);
- *датчики  $n_r$  и  $n_v$* .

По мере увеличения частоты вращения роторов газогенератора и воздушного винта:

- повышается давление в масляной системе. При  $P_m > 1,2 \text{ кгс/см}^2$  гаснет желтое табло **ДАВЛ.МАСЛА** и при выходе на режим малого газа  $P_m = 1,8 \text{ кгс/см}^2$ ;

- вступает в работу система ограничителей параметров двигателя (загорается зеленая лампочка **ГОТОВНОСТЬ ЦЭБО**, так как срабатывает третья ступень выдачи сигналов от ДАФ (при  $M_{кр} < 17\%$ ). Сигнал поступает в ЦЭБО для ограничения  $T_{тнт}^*$  ( $680^\circ\text{C}$ ) и градиента температуры ( $160 \pm 20^\circ\text{C}$ ) при запуске двигателя. При срабатывании ЦЭБО мигает желтое табло **СРАБАТ.ЦЭБО**;
- повышается давление топлива перед рабочими форсунками. При выходе на режим малого газа  $P_t = 2 \text{ кгс/см}^2$ , причем давление топлива увеличивается по закону, определяемому топливной частью пусковой системы (топливным автоматом запуска и центробежным  $per.n_t = \text{const}$ ) в соответствии с расходом воздуха и частотой вращения газогенератора;
- повышается давление масла в системе управления воздушным винтом (создаваемое насосом  $per. n_v = \text{const}$ ) и в системе измерителя крутящего момента ( $M_{кр}$  увеличивается до  $M_{кр} = 18...20\%$  на режиме малого газа). Лампочка **ГОТОВНОСТЬ ЦЭБО** гаснет.

Через  $20 \pm 2 \text{ с}$  после начала запуска реле времени отключает стартер-генератор, катушки зажигания, прерыватель подачи топлива и табло **ЗАПУСК**. Стартер-генератор подключается к регулятору напряжения (переходит в генераторный режим работы). Двигатель без дальнейшего вмешательства в управление выйдет на режим малого газа.

#### 13.4. Эксплуатация пусковой системы

Перед запуском двигателей для проверки готовности пусковой системы необходимо:

- выбрать источник питания, который будет использоваться для осуществления запуска двигателей и проверить их напряжение (напряжение аккумуляторных батарей – не менее **24В**, напряжение АПА - **27...29В**);
- включить АЗС **ЗАПУСК Лев.,(Прав)**;
- проверить (при необходимости) катушки и свечи зажигания путем поочередного нажатия двух переключателей **ЗАЖИГНИЕ** в положение I, II (вверх, вниз) и прослушивания при исправной работе этих агрегатов щелчков со стороны выбранного двигателя.

Перед запуском двигателей, после подключения на борт выбранного источника питания электроэнергии необходимо:

- на верхней панели включить АЗС ЦЭБО;
- убедиться в погасании желтого табло ЦЭБО;
- на верхней панели включить АЗС ТОПЛИВ. НАСОС;
- на центральном пульте установить рычаг ТОПЛИВО в положение ОТКР;
- убедиться в погасании желтого табло ДАВЛ. ТОПЛИВО;
- на центральном пульте установить рычаг стоп-крана в открытое положение.

Пусковая система обеспечивает автоматический процесс запуска двигателя с момента нажатия на кнопку ЗАПУСК и до выхода на режим малого газа в течение  $20 \pm 2$ с.

После нажатия на кнопку ЗАПУСК, в процессе раскрутки ротора двигателя, необходимо контролировать:

- загорание желтого табло ЗАПУСК;
- загорание на правом пульте управления зеленой лампочки ГОТОВНОСТЬ ЦЭБО (включается I уровень ограничений параметров работы двигателя);
- мигание в секции ДВИГ. желтого табло СРАБАТ. ЦЭБО (вступает в работу система ограничений параметров работы двигателя по градиенту температуры газов между турбинами);
- повышение давления топлива перед рабочими форсунками по верхней шкале трехстрелочного указателя ЭМИ-3Р, расположенному на средней панели приборной доски (давление топлива должно увеличиться до  $2 \text{ кгс/см}^2$ ).
- погасание желтого табло ЗАПУСК через  $20 \pm 2$ с.

После запуска двигателя убедиться, что:

- табло СРАБАТ. ЦЭБО не горит;
- табло ЦЭБО не горит;
- лампочка ГОТОВНОСТЬ ЦЭБО не горит;
- давление топлива перед рабочими форсунками по верхней шкале ЭМИ-3Р  $\approx 2 \text{ кгс/см}^2$ .

### 13.5. Подготовка к запуску двигателей

Запуск двигателя М-601Е можно производить от аэродромного источника постоянного тока или от бортовых аккумуляторов, кроме того, запуск второго двигателя возможен от стартер-генератора (в генераторном режиме) запущенного двигателя.

В зимний период, если температура наружного воздуха ниже  $-20^\circ\text{C}$ , необходимо обеспечить подогрев двигателя от аэродромного источника подогрева.

Борттехник закрывает главную дверь и занимает установленное место перед самолетом для связи с экипажем.

## КОМАНДИРУ ЭКИПАЖА:

### Проверить:

- свободный ход органов управления самолета;
- закрытое положение рычага **ОТОПЛЕНИЕ** (вниз);
- установку рычага **ШАССИ** в положение **ВЫПУЩЕНО** и фиксацию его колпачком.

## ПОМОЩНИКУ КОМАНДИРА ЭКИПАЖА:

### Проверить:

- стояночное торможение самолета и при необходимости создать давление в тормозах **40...50 кгс/см<sup>2</sup>** с помощью ручного насоса;
- открытое положение защелки двери аварийного выхода;
- положение рычагов управления (двигателями – малый газ, воздушными винтами - флюгер, стоп-кранами - **ЗАКР.**);
- блокировку переключателя преобразователей **115В** в положение **АВТ.**

### Включить:

- все автоматы защиты в группе **АВТОМАТЫ ЗАЩИТЫ** (под крышкой);
- выключатели **АККУМУЛЯТОР I,II** и **ПРЕОБР.36В I,II**.

### Проверить:

- напряжение бортовых аккумуляторов, которое должно быть в пределах **24...25В**.

### ПРИМЕЧАНИЕ.

Если запуск двигателя осуществляется от аэродромного источника питания, то напряжение АИП проверить сразу после включения, выключателей **АККУМУЛЯТОР I,II**.

### Включить:

- АЗСы **СПУ I,II**, **УКВ I** и **МКР** в группе **РАДИОНАВИГАЦИЯ**
- АЗСы **ЗАПУСК ЛЕВ. (ПРАВ.)**, **ЦЭБО ЛЕВ. (ПРАВ.)**, **ТОПЛИВ.НАСОС.ЛЕВ. (ПРАВ.)** в группе **ДВИГАТЕЛИ**;
- убедиться в погасании желтого табло **ЦЭБО**;
- АЗСы **ЗАПИСЬ**, **МАЯК** в группе **СПЕЦОБОРУДОВАНИЕ**.

### ПРИМЕЧАНИЕ.

При запуске двигателей от бортовых аккумуляторов АЗС **МАЯК** включить после запуска одного двигателя.

### Проверить:

- количество топлива по показаниям топливомеров;
- работоспособность самописца и ввести опознавательные данные;
- работоспособность радиостанции **УКВ I** (левую).

Доложить командиру экипажа о завершении осмотра и готовности к запуску двигателей.

Командиру экипажа (после получения доклада от помощника командира экипажа):

Проверить:

- исправность противопожарных систем;
- исправность табло сигнализации;
- исправность систем управления триммерами.

Установить связь с КДП.

Непосредственно перед запуском двигателей помощнику командира экипажа по команде командира экипажа выключить **АЗС СПУ I,II**.

Командиру экипажа убедиться, что в блоке секций сигнальных табло горят следующие табло:

- в секции **ДВИГ. ЛЕВ.(ПРАВ.): ДАВЛ.МАСЛА, ДАВЛ.ТОПЛИВА;**
- в секции **ПЛАНЕР-ЭЛЕКТРО: ГЕН.ПОСТ. ЛЕВ. (ПРАВ.), ГЕН.ПЕРЕМ. ЛЕВ. (ПРАВ).**

**ПРИМЕЧАНИЕ.**

При подключенном аэродромном источнике питания в блоке секций **ПЛАНЕР-ЭЛЕКТРО** кроме перечисленных табло горят: красное табло **АЭРОДР.ИСТ.** и желтое табло **АККУМ.**

Убедиться, что оранжевые сигнальные флажки убраны из окон указателей крутящего момента.

### **13.6. Запуск, холодная прокрутка и опробование двигателя**

Запуск и опробование двигателя производится:

- после выполнения регламентных работ, целевых осмотров и проверок;
- после установки двигателя на самолет;
- через каждые **30±6** дней хранения не законсервированных двигателей на самолете;
- для проверки работоспособности двигателей и самолетных систем после устранения неисправностей;
- по указаниям и распоряжениям.

Кроме того, в начале каждого летного дня проводится частичная проверка работоспособности двигателя, которая включает в себя проверку работоспособности системы автоматического флюгирования воздушного винта.

При необходимости проверки работоспособности отдельных агрегатов систем самолета или бортового оборудования при работающем двигателе (после замены агрегатов, регулировок и т.п.) допускается опробование двигателей не в полном объеме, а только вывод двигателей на режимы, необходимые для данной проверки.

### 13.6.1. Запуск двигателя

Курсант (командир экипажа) должен:

- запросить у связного разрешение на запуск
- показом одного (левого двигателя) или двух (правого двигателя) пальцев вытянутой левой руки в форточку;
- получить разрешение от связного;
- связной, убедившись, что двигатель можно запускать, прикладывает руку к головному убору;
- установить на центральном пульте рычаг **ТОПЛИВО** запускаемого двигателя в положение **ОТКР.**;
- убедиться в погасании жёлтого табло **ДАВЛ.ТОПЛИВА**;

#### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

Если двигатель длительное время не запускался, произвести холодную прокрутку.

- установить на центральном пульте рычаг **СТОП-КРАНА** в положение **ОТКР.**

- поднять предохранительный колпачок и нажать на **1...2 с** кнопку **ЗАПУСК**, одновременно включить секундомер;

В процессе запуска контролировать:

- загорание жёлтого табло **ЗАПУСК** (сразу после нажатия на кнопку);
- начало вращения воздушного винта (визуально);
- напряжение сети (если запуск от аккумулятора, то допускается падение напряжения бортового источника питания в начале запуска до **14 В** в течение не более **4 с**);
- загорание зеленой лампочки **ГОТ. ЦЭБО** на правом пульте;
- загорание желтого табло **СРАБ. ЦЭБО**;
- температуру газов между турбинами (при запуске от аккумуляторов – не выше **730°С**, от аэродромного источника питания – не выше **700°С**);
- рост частоты вращения газогенератора и воздушного винта ( $n_r$  увеличивается до **60<sup>+3</sup>%**,  $n_v$  увеличивается до **350 об/мин**);



### ПРИМЕЧАНИЯ:

1. Допускается  $n_r=58...59\%$  сразу после запуска двигателя и до окончания его прогрева.

2. Если в процессе запуска  $n_r$  повышается медленно с тенденцией к зависанию, то необходимо плавно перемещать РУД вперед до того момента, когда  $n_r$  начнет повышаться. Затем РУД немедленно вернуть в исходное положение (малого газа).

- рост давления масла по погасанию желтого табло **ДАВЛ. МАСЛА** и по указателю (давление масла должно увеличиться до значения не ниже **1,8 кгс/см<sup>2</sup>**);

### ПРИМЕЧАНИЯ:

1. При отрицательной температуре масла допускается повышение его давления до значения **4 кгс/см<sup>2</sup>**.

2. При низких температурах наружного воздуха допускается загорание желтого табло **ФЛЮГИР. НАСОС** в течение запуска и до окончания прогрева двигателя.

- температуру масла (не выше **+85°C**);

- отключение пусковой системы по погасанию желтого табло **ЗАПУСК**;

### ПРИМЕЧАНИЕ.

Частота вращения газогенератора  $n_r$  на момент отключения стартера должна быть не ниже **18%**.

- время выхода двигателя на режим малого газа ( $t_b=20\pm2$  с);

- рост давления рабочей жидкости в гидросистеме до **150<sup>+5</sup> кгс/см<sup>2</sup>** за время не менее **60 с**.

После выхода двигателя на режим малого газа:

- переместить РУВ вперед в положение малого шага и проконтролировать выход воздушного винта из флюгерного положения ( $n_b$  увеличится с  $n_b \gg 350$  об/мин до  $n_b=920\pm60$  об/мин);

- включить генераторы запущенного двигателя и проконтролировать погасание соответствующих табло **ГЕН. ПОСТ., ГЕН.ПЕРЕМ.**

### ПРИМЕЧАНИЕ.

При запуске двигателя от аэродромного источника питания табло **ГЕН.ПОСТ** не погаснет, т. к. генератор постоянного тока подключается к бортовой сети только после отсоединения аэродромного источника питания.

Если запуск второго двигателя осуществляется от генератора постоянного тока запущенного двигателя, то необходимо:

- отсоединить от борта вилку аэродромного источника питания (если запуск первого двигателя осуществлялся от него) и убедиться в подключении на борт генератора постоянного тока по погасанию желтого табло **ГЕН. ПОСТ.**;

- установить запущенному двигателю  $n_r \approx 65\%$ ;
- убедиться, что давление рабочей жидкости в гидросистеме  $150 \cdot 10^5 \text{ кгс/см}^2$ ;
- установить рычаг **ТОПЛИВО** в положение **ОТКР.**;
- убедиться в погасании табло **ДАВЛ. ТОПЛИВА**;
- открыть **СТОП-КРАН** запускаемого двигателя;
- нажать на **1...2 с** кнопку **ЗАПУСК**, одновременно включить секундомер;

Контроль за параметрами двигателя в процессе запуска аналогичен запуску первого двигателя.

После запуска второго двигателя и включения соответствующих генераторов необходимо включить:

- 2 АЗС **ФЛЮГИР. АВТОМАТ КРЕНА** на верхней панели;
- выключатели **АВТОФЛЮГЕР** и **АУК** на центральном пульте;

#### **ЗАПЕЩАЕТСЯ:**

- производить запуск двигателя, если РУД не находится в положении малого газа;

- производить запуск двигателя, если отключена (неисправна) система ограничителей параметров двигателя (выключен АЗС **ЦЭБО**);

- подключать стартер-генератор (включать АЗС **ГЕН. ПОСТ**) к бортсети самолета до выхода двигателя на режим малого газа.

#### **Запуск двигателя прекратить при:**

- отсутствии вращения воздушного винта после нажатия на кнопку **ЗАПУСК** (визуальный контроль);

- быстрым нарастанием температуры газов между турбинами с тенденцией превышения максимально допустимой величины (**700°С** при запуске от аэродромного источника питания, **730°С** при запуске от бортовых аккумуляторов);

- отсутствии нарастания температуры газов между турбинами в течение **12 с** после нажатия на кнопку **ЗАПУСК** (нет воспламенения топлива в камере сгорания двигателя);- отсутствии нарастания давления масла в маслосистеме двигателя (не гаснет желтое табло **ДАВЛ. МАСЛА** и нет повышения давления по прибору);

- устойчивом падении напряжения бортсети ниже **14 В** в течение более **4 с** (при запуске от бортовых аккумуляторов);
- появлении пламени из выхлопных патрубков;
- появлении постороннего шума;
- отсутствии нарастания  **$n_r$** , если принятые меры не помогают (двигатель «завис»).

Прекращение запуска осуществляется путем перемещения рычага стоп-крана в положение **ЗАКР.** (отключение топливной части пусковой системы) и выключением **АЗС ЗАПУСК** (отключение электрической части пусковой системы).

#### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

Для проверки работоспособности гидравлических насосов очередность запусков двигателей в течение летного дня менять. Если через **25 с** с момента нажатия на кнопку **ЗАПУСК** давление жидкости в гидросистеме не достигнет рабочего давления  **$150 \cdot 10^5 \text{ кгс/см}^2$** , двигатель необходимо выключить.

### **13.6.2. Холодная прокрутка**

Холодная прокрутка ГТД - это принудительная раскрутка ротора ГТД пусковым устройством без подачи топлива в камеру сгорания, а также при выключенной системе зажигания.

Холодная прокрутка применяется:

- для удаления остатков топлива и его испарений из газоз-душного тракта двигателя;
- в случае обнаружения признаков горения внутри двигателя после его выключения;
- для заполнения маслосистемы двигателя.

Для выполнения холодной прокрутки необходимо на центральном пульте установить:

- РУД в положение малого газа;
- РУВ во флюгерное положение; рычаг стоп-крана в положение **ЗАКРЫТО**;

- рычаг **ТОПЛИВО** в положение **ОТКР.**;

На верхней панели включить:

- **АЗС АККУМУЛЯТОР I,II**;
- **АЗС ПРЕОБР. 36В I,II**;
- **АЗС ЗАПУСК ЛЕВ.,ПРАВ.**;
- **АЗС ТОПЛИВ. НАСОС ЛЕВ.,ПРАВ.**

Нажать кнопку **ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА** и контролировать:

- загорание желтого табло **ЗАПУСК**;
- начало вращения воздушного винта (визуально);

- вращение ротора газогенератора (по указателю  $n_r$ ).

Через **20±2 с** цикл холодной прокрутки прекращается и табло **ЗАПУСК** гаснет.

В случае необходимости цикл холодной прокрутки можно прекратить путем выключения АЗС **ЗАПУСК**.

После остановки газогенератора:

- рычаг **ТОПЛИВО** установить в положение **ЗАКР.**;
- АЗС **ТОПЛИВ. НАСОС** выключить.

#### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

Число холодных прокруток проводимых непрерывно друг за другом должно быть не более пяти с трехминутными интервалами между ними. После чего необходимо осуществить перерыв не менее одного часа для охлаждения стартер-генератора.

### **13.6.3. Опробование двигателя**

После запуска осуществляется прогрев двигателя с целью его подготовки к работе на повышенных режимах.

Прогрев двигателя осуществляется на режиме малого газа. Продолжительность прогрева зависит от температуры атмосферного воздуха, но в любом случае не должна быть менее **2 мин**, а температура масла по окончании прогрева двигателя должна быть не менее **+20°С**. Для сокращения времени прогрева при достижении температуры масла **+10°С** разрешается увеличить частоту вращения газогенератора до  $n_r = 74...79\%$  и дальнейший прогрев осуществлять на этом режиме.

После прогрева проверить параметры на режиме малого газа:

- $n_r = 60...63\%$ ;
- $T_{MT} \gg 520^\circ\text{C}$  (при  $T_n^* < -30^\circ\text{C}$   $T_{MT} \gg 400^\circ\text{C}$ );
- $M_{кр} \geq 8\%$ ;
- $P_m \approx 1,8 \text{ кгс/см}^2$ ;
- $n_b = 920 \pm 60 \text{ об/мин}$  (разность  $n_b$  лев. и прав. двигателей не более одного деления по указателю  $n_b$ ).

Опробование двигателей осуществляется с целью проверки его работоспособности на заданных контрольных режимах, которые применяются в процессе эксплуатации. Опробование двигателя М-601Е проводится в следующей последовательности :

**а) Запуск двигателя.** Порядок осуществления запуска двигателя рассмотрен выше.

**б) Прогрев двигателя.** Порядок осуществления прогрева двигателя рассмотрен выше. Во время прогрева необходимо прогреть

масло в системе управления воздушным винтом и удалить воздушные пробки из втулки воздушного винта. Для этого необходимо РУВ трижды с интервалом 40 с переместить из положения малого шага во флюгерное положение и обратно.

**ПРИМЕЧАНИЕ.**

При частичной проверке работоспособности систем двигателей эти действия выполняются во время руления самолета.

**в) Проверка работоспособности системы автоматического флюгирования воздушного винта.**

Исходное положение рычагов управления двигателями:

- РУДы – в положении малого газа.
- РУВы – в положении малого шага (крайнее переднее положение).

Для проверки необходимо:

- включить (проверить включение) на верхней панели два АЗС **ФЛЮГИР. АВТОМ. КРЕНА**;

- включить (проверить включение) на центральном пульте выключателя **АВТОФЛЮГЕР** и **АУК** и убедиться в загорании зеленого табло **АВТОМАТ КРЕНА**;

- РУД обоих двигателей установить в положение, соответствующее  $M_{кр} = 35...40\%$ ;

- на левом пульте на щитке проверки систем самолета и двигателей нажать и держать нажатой кнопку **ФЛЮГИРОВАНИЕ. АВТОМ.** и убедиться в загорании через **5...7 с** двух зеленых табло **АВТОФЛЮГЕР**, расположенных в секциях сигнальных табло **ДВИГ.ЛЕВЫЙ** и **ДВИГ. ПРАВЫЙ**;

- РУД проверяемого двигателя установить в положение малого газа и контролировать срабатывание систем:

\* Уменьшение частоты вращения воздушного винта по указателю до  $n_v \gg 350 \text{ об/мин.}$  (винт задресселированного двигателя должен войти во флюгерное положение за время не более 5 с).

В секции табло **ДВИГ.** проверяемого двигателя:

\* погасание зеленого табло **АВТОФЛЮГЕР** (сработала система автоматического флюгирования воздушного винта);

\* загорание на **12...15 с** желтого табло **ФЛЮГИР НАСОС** (включился в работу флюгерный насос проверяемого двигателя);

\* загорание желтого табло **ИЗОЛИР. КЛАПАН** (газогенератор двигателя перешел на ручное управление, при этом  $n_r$  уменьшились до  $n_r=60...63\%$ ).

### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

При переходе двигателя на ручное управление возможно уменьшение  $n_r$  ниже **60...63%**. При этом необходимо с помощью рычага стоп-крана, перемещая его вперед, в диапазоне **АВАР. КОНТУР** восстановить заданные  $n_r=60...63\%$ .

В секции табло **ПЛАНЕР**:

\* погасание зеленого табло **АВТОМ. КРЕНА** и загорание желтого табло **АВТОМ. КРЕНА** (сработала система автоматического управления креном и выпущился щиток АУК на стороне непроверяемого двигателя).

В секции **ДВИГ.** непроверяемого двигателя:

\* погасание зеленого табло **АВТОФЛЮГЕР** (отключился режим готовности системы автоматического флюгирования воздушного винта);

\* загорание желтого табло **ЦЭБО** (отключился режим готовности системы ограничителей параметров работы двигателя).

- отпустить кнопку **ФЛЮГИРОВАНИЕ АВТ.**;

- выключить и опять включить два АЗС **ФЛЮГИР. АВТОМ. КРЕНА** и контролировать возврат систем в исходное состояние по срабатыванию соответствующей сигнализации и по выходу воздушного винта из флюгерного положения (возрастает до  $n_v = 920+60$  об/мин.);

- РУД проверяемого двигателя установить в исходное положение, соответствующее  $M_{кр} = 35...40\%$  и произвести проверку другого двигателя. По окончании проверок РУДы установить в положение малого газа.

**г) Проверка работоспособности системы ручного флюгирования.**

Исходное положение рычагов управления двигателями:

- РУДы – в положении малого газа (режим работы может быть и другим);

- РУВы – в положении малого шага;

АЗСы **ФЛЮГИР. АВТОМ. КРЕНА** – включены.

Для проверки необходимо:

- на центральном пульте управления нажать на **1-2 с** кнопку **РУЧНОЕ ФЛЮГИРОВАНИЕ** проверяемого двигателя и контролировать в секции табло соответствующего двигателя:

\*загорание на **12...15 с** желтого табло **ФЛЮГИР. НАСОС.**

\*Загорание желтого табло **ИЗОЛИР. КЛАПАН.**



\*Переход воздушного винта во флюгерное положение за время не более 5 с ( $n_v$  уменьшится до  $n_v \gg 350$  об/мин).

- На верхней панели выключить и опять включить два АЗС **ФЛЮГИР. АВТОМАТ КРЕНА** и убедиться в возврате систем в исходное положение по срабатыванию соответствующей сигнализации и по выходу воздушного винта из флюгерного положения ( $n_v$  возрастает до  $n_v = 920 \pm 60$  об/мин.).

Аналогично проверить второй двигатель.

**д) Проверка готовности системы автоматического флюгирования.**

Исходное положение рычагов управления двигателями:

- РУДы – в положении малого газа;
- РУВы – в положении малого шага.

Для проверки необходимо:

- плавно перемещать РУДы двигателей на увеличение режима работы до  $n_r = 88 + 1\%$  или  $92 + 1\%$  и убедиться в загорании зеленых табло **АВТОФЛЮГЕР** обоих двигателей;

- плавно убрать РУДы двигателей в положение, соответствующее  $n_r = 70\%$  (исходный режим для разгона).

**е) Проверка работоспособности системы ограничителей параметров работы двигателя по каналу температуры газов между турбинами.**

Исходное положение рычагов управления двигателями:

- РУДы – в положении исходного режима для разгона ( $n_r = 70\%$ ).

- РУВы – в положении малого шага.

Для проверки необходимо:

- на левом пульте на щитке проверки нажать и держать кнопку **ЦЭБО** проверяемого двигателя;

- РУД проверяемого двигателя плавно перемещать вперед для увеличения режима работы двигателя;

- по мере роста  $n_r$  контролировать температуру газов между турбинами и следить за загоранием желтого табло **СРАБАТ. ЦЭБО**, которое должно загореться при  $T_{mt} = 610...670^\circ\text{C}$ ;

- после загорания желтого табло **СРАБАТ. ЦЭБО** продолжать перемещение РУД в сторону увеличения режима работы двигателя и убедиться, что  $T_{mt}$  и  $n_r$  при этом не увеличиваются;

- вернуть РУД проверяемого двигателя в положение исходного режима для разгона ( $n_r = 70\%$ ) и отпустить кнопку.

Аналогично проверить второй двигатель.

- по окончании проверок РУД обоих двигателей установить в положение малого газа.

#### **ПРИМЕЧАНИЯ:**

1. Если после загорания желтого табло **СРАБАТ. ЦЭБО** температура газов между турбинами продолжает повышаться за указанные пределы (или табло **СРАБАТ. ЦЭБО** не загорается), РУД немедленно вернуть в исходное положение для выяснения причин.

2. При данной проверке допускаются колебания частоты вращения ротора газогенератора ( $n_r$ ), воздушного винта ( $n_v$ ), крутящего момента ( $M_{кр}$ ) и температуры газов между турбинами ( $T_{мт}$ ).

#### **ж) Проверка работоспособности аварийного контура.**

Исходное положение рычагов управления двигателями:

- РУДы – в положении малого газа.
- РУВы – в положении малого шага.

Для проверки необходимо:

- на верхней панели включить (предварительно откинув колпачок) АЗС **ИЗОЛИР. КЛАПАН** проверяемого двигателя;

- убедиться в загорании желтого табло **ИЗОЛИР. КЛАПАН** соответствующего двигателя;

- контролировать частоту вращения газогенератора, и при необходимости рычагом стоп-крана восстановить заданные  $n_r=60...63\%$ ;

- плавно перемещать рычаг стоп-крана вперед в диапазоне для увеличения оборотов газогенератора до  $n_r=99\%$  и контролировать параметры двигателя:

$$T_{мт} = 710^{\circ}\text{C};$$

$$M_{кр}=100\%;$$

$$n_v=2080 \text{ об/мин};$$

- плавно переместить рычаг стоп-крана назад в положение, соответствующее  $n_r=70...75\%$ ;

- на верхней панели выключить АЗС **ИЗОЛИР. КЛАПАН** проверяемого двигателя и проконтролировать погасание желтого табло **ИЗОЛИР. КЛАПАН** и уменьшение  $n_r$  до  $n_r=60...63\%$  (подключилась система автоматического управления подачей топлива в камеру сгорания);

- установить рычаг стоп-крана в исходное положение (в паз).

Аналогично проверить другой двигатель.

#### **з) Проверка приемистости двигателя.**

Исходное положение рычагов управления двигателем:

- РУДы – в положении исходного режима для разгона ( $n_r=70\%$ );

- РУВЫ – в положении малого шага.

Для проверки необходимо:

- плавно переместить РУД проверяемого двигателя за **1-2 с** вперед до упора в положение максимального взлетного режима; контролировать время разгона двигателя, которое должно быть не более **5 с**;

- контролировать заброс параметров двигателя до срабатывания системы ограничителей (мигает желтое табло **СРАБАТ. ЦЭБО**):

$$T_{\text{MT}} = 735^{\circ}\text{C};$$

$$M_{\text{кр}} = 106\%;$$

$$n_{\text{Г}} = 101\%;$$

$$n_{\text{В}} = 2140 \text{ об/мин}$$

- установить РУД проверяемого двигателя в исходное положение ( $n_{\text{Г}} = 70\%$ ).

Аналогично проверить другой двигатель.

По окончании проверок РУД обоих двигателей установить в положение малого газа.

#### **и) Охлаждение двигателя.**

Под охлаждением двигателя понимается процесс понижения температуры деталей двигателя при работе на пониженных эксплуатационных режимах до величин, которые соответствуют его тепловому состоянию, не препятствующему последующему выключению или выходу на повышенный эксплуатационный режим.

При охлаждении происходит выравнивание температуры деталей двигателя, уменьшаются тепловые напряжения в узлах и деталях, а в сочлененных деталях устанавливаются рабочие зазоры.

Охлаждение двигателя М-601Е производится на режиме малого газа не менее **3 минут**.

#### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

После полета разрешается осуществлять охлаждение двигателя в процессе руления самолета. При этом допускается кратковременное (не более **15 с**) увеличение  $n_{\text{Г}}$  до  $n_{\text{Г}} = 70\%$ .

#### **к) Останов двигателя.**

По окончании охлаждения двигателя подготовить его к выключению.

Для этого необходимо:

- убедиться, что РУД – в положении малого газа;

- выключить на верхней панели АЗСы **ФЛЮГИР. АВТОМ. КРЕНА**;

- установить во флюгерное положение РУВ и дать проработать двигателю не менее **40 с** (для обеспечения откачки масла из масляной полости редуктора);

- выключить на верхней панели АЗСы **ГЕН. ПОСТ., ГЕН. ПЕРЕМ.**

Для выключения двигателя необходимо:

- на центральном пульте установить рычаг стоп-крана в положение **ЗАКР.** и включить секундомер.

После остановки ротора газогенератора ( $n_r=0$ ):

- замерить время выбега ротора газогенератора, которое должно быть не менее **18 с**;

- на верхней панели выключить АЗСы **ТОПЛИВ. НАСОС ЛЕВ. (ПРАВ.), КОНЦЕВ. БАК ЛЕВ. (ПРАВ.)** – если использовались в полете концевые баки;

- на центральном пульте управления рычаг **ТОПЛИВО** установить в положение **ЗАКР.**

#### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.**

При наличии признаков горения внутри двигателя после его выключения немедленно осуществить холодную прокрутку.

Если предстоит стоянка самолета, то необходимо рычаги РУВ переместить из крайнего заднего положения (флюгерного положения) вперед к упору флюгерного положения для разгрузки и проводки управления.

### **13.6.4. Эксплуатация силовой установки на рулении и в полете**

#### **а) Подготовка к выруливанию и руление.**

Установить регулируемый упор взлетного режима согласно температуре и давлению атмосферного воздуха.

Для страгивания самолета с места необходимо перевести РУД обоих двигателей вперед до  $M_{кр} = 20...25\%$  при РУВах в положении малого шага (крайнее переднее положение). После начала движения убрать РУДы до малого газа.

#### **б) Взлет и набор высоты.**

На исполнительном старте после получения разрешения на взлет при заторможенных колесах и РУВах в положении малого шага (крайнее переднее положение) плавно переместить РУДы обоих двигателей вперед на увеличение режима работы двигателей

до уровня, при котором можно самолет при помощи тормозов удержать на месте при данном состоянии поверхности ВПП (в нормальных условиях до  $M_{кр}=60\%$ ). При этом проконтролировать параметры двигателя, которые должны быть:

$$M_{кр} \gg 60\%$$

$$T_{мт} \leq 690^{\circ}\text{C}$$

$$n_r = 89 \pm 1\%,$$

$$p_r = 6 \dots 8 \text{ кгс/см}^2$$

$$p_m = 1.8 \dots 2.7 \text{ кгс/см}^2$$

$$t_m = +20 \dots 85^{\circ}\text{C}$$

В секциях табло **ДВИГ. ЛЕВ. ПРАВ.** могут гореть зеленые табло **АВТОФЛЮГЕР**. Растормозив колеса, повысить режим работы двигателей до взлетного режима путем перемещения РУД вперед до упора максимального взлетного режима. Необходимо следить за параметрами работы двигателей и при необходимости откорректировать положение упора максимально взлетного режима. Взлет производить до высоты **400 м** на данном режиме.

Набор высоты выполняется на максимальном продолжительном режиме работы двигателей. Установка данного режима производится в зависимости от температуры окружающей среды и высоты аэродрома согласно графику.

Основным параметром работы двигателей при установке режима является частота вращения ротора газогенератора. Уменьшение режима работы двигателей с максимального взлетного до максимально продолжительного необходимо начать с уменьшения крутящего момента при помощи РУД до величины не более **90%**, а затем при помощи РУВов установить  $n_b = 1900 \text{ об/мин}$ .

При «затяжелении» воздушного винта учитывать, что уменьшение  $n_b$  на каждые **100 об/мин** приводит к возрастанию  $M_{кр}$  на **5%**. После этого скорректировать частоту вращения ротора газогенератора.

Не допускать в процессе набора высоты  $M_{кр} > 100\%$  и  $T_{мт} > 690^{\circ}\text{C}$ . Если появляется тенденция к росту данных параметров выше допустимых, необходимо уменьшить  $n_r$  на **1...2%** (учитывать, что уменьшение  $n_r$  на **1%** приводит к уменьшению  $T_{мт}$  на **17°C**).

Если при равенстве  $n_b$  левого и правого двигателей крутящие моменты не совпадают, то при необходимости можно  $M_{кр}$  согласовать путем уменьшения частоты вращения газогенератора того двигателя, где крутящий момент больше.

На данном режиме работы двигателя разрешается осуществлять полный отбор воздуха в системы самолета. При этом необходимо учитывать, что включение отбора воздуха от

компрессоров двигателей приводит к увеличению температуры газов между турбинами (следить за тем, чтобы  $T_{\text{мт}} \leq 690^{\circ}\text{C}$ ). После установки максимального продолжительного режима необходимо вернуть регулируемый упор максимального взлетного режима в крайнее положение (от себя).

#### **в) Горизонтальный полет.**

В горизонтальном полете можно использовать режимы работы двигателей от малого газа до максимального продолжительного. Причем основным параметром для установки максимального продолжительного режима являются частота вращения газогенератора. Необходимо проконтролировать, чтобы  $t_{\text{мт}} \leq 690^{\circ}\text{C}$ . Для экономичного режима полета рекомендуется выдерживать частоту вращения воздушных винтов  $n_{\text{в}}=1700$  об/мин, а частоту вращения роторов газогенераторов двигателей устанавливать для обеспечения приборной скорости полета.

В горизонтальном полете, особенно на малых высотах не допускать  $M_{\text{кр}} > 90\%$ . Увеличение режима работы двигателей необходимо производить плавным перемещением РУД. Время перемещения РУД из положения малого газа в положение максимально взлетной мощности должно быть не менее 3 с. В случае необходимости разгон двигателя от исходного режима разгона ( $n_{\text{г}}=75\%$ ) до максимального взлетного режима можно производить на высотах полета до 4000 м – путем перемещения РУД вперед в течение 1с, на высотах полета выше 4000 м – путем перемещения РУД вперед не менее 6с.

#### **г) Снижение и посадка.**

Для снижения можно использовать режимы работы двигателей от максимального продолжительного до полетного малого газа. Перед снижением необходимо:

*На центральном пульте:*

- проконтролировать включенное положение выключателя **АВТОФЛЮГЕР**,

- включить выключатели **АУК** и **ИНТЕРЦЕПТОРЫ**.

*В блоке секций сигнальных табло:*

- убедиться в горении двух зеленых табло **АВТОФЛЮГЕР**.

Для снижения необходимо сдросселировать двигатели таким образом, чтобы при выбранной вертикальной скорости снижения скорость полета не превышала 350 км/ч.

Для скоростного снижения необходимо сдросселировать оба двигателя до режима малого газа с одновременным переводом



самолета на угол тангажа приблизительно  $15^\circ$ . При этом не допускать превышения скорости выше **350 км/ч**. При получении разрешения на снижение для захода на посадку после перехода на давление аэродрома установить упор максимального взлетного режима в соответствии с температурой и давлением аэродрома посадки.

Для захода на посадку разрешается использовать режимы работы двигателей от **0.8 максимально продолжительного до полетного малого газа**. Заданная приемистость двигателей **5с** обеспечивается при условии исходного режима работы двигателей  $n_r \approx 70\%$  (на высокогорных аэродромах  $n_r \approx 75\%$ ).

После выхода из 4 разворота и выпуска закрылков на  $18^\circ$  перед входом в глиссаду установить РУВ в положение малого шага. После выпуска закрылков на  $42^\circ$  для выдерживания вертикальной скорости снижения  $V_y = 2...3$  м/с и скорости полета при снижении  $V_H = 170...180$  км/ч режим работы двигателей должен быть  $M_{кр} = 35...40\%$ .

При заходе на посадку с выдерживанием стандартного угла наклона глиссады выдерживать  $M_{кр} = 20...35\%$  в зависимости от массы самолета и величины встречного ветра.

При пересечении порога ВПП на высоте **9м** необходимо установить РУД в положение малого газа. После приземления при устойчивом пробеге необходимо установить РУВ во **ФЛЮГЕР**.

При необходимости можно установить максимальный реверсивный режим работы двигателей при помощи РУД. Включение реверсивного режима работы двигателей сопровождается загоранием желтых табло **ДИАПАЗОН β**.

#### **д) Особенности эксплуатации двигателя в полете по кругу.**

Взлет, полет после четвертого разворота и посадка осуществляются так же, как и при полете по маршруту.

В полете по кругу для набора высоты с  **$H=120$  м** до высоты круга основным параметром установки режима работы двигателя является крутящий момент  $M_{кр}$  (для набора высоты при полете по маршруту – частота вращения газогенератора  $n_r$ ).

При достижении  **$H=120$  м** и  **$V_H=220...230$  км/ч** установить режим работы двигателей:  $M_{кр} = 60\%$ ,  $n_B=1800$  об/мин.

## **е) Выключение и запуск двигателей с учебной целью.**

### *1) Выключение.*

Выключение двигателя с учебной целью производится днем на **H=2000 м** по **p<sub>н</sub>=760 мм рт. ст.** за облаками. Превышение самолета над верхней границей облаков не менее **500 м**.

Для выключения двигателя необходимо:

- в режиме горизонтального полета убрать одному из двигателей РУД до малого газа;
- удерживать самолет от разворота и крена, а также от перехода на снижение;
- перевести РУВ выключаемого двигателя во флюгерное положение;
- установить другому двигателю режим работы при помощи РУД **M<sub>кр</sub>=80...100%**.

Выключаемому двигателю:

- выключить генераторы;
- закрыть стоп-кран;
- после уменьшения **n<sub>г</sub>** до **0%** выключить **АЗС ТОПЛИВНЫЙ НАСОС**;
- закрыть топливный кран (если двигатель будет запускаться в воздухе, то топливный кран не закрывать);
- выключить **АЗСы ЗАПУСК, ЦЭБО, ФЛЮГИР. АВТОМ. КРЕНА**.

Скорость полета выдерживать не менее **200 км/ч** и развороты выполнять с креном не более **15°**.

### *2) Запуск.*

Запуск двигателя разрешается:

- при тренировочных полетах на выключение двигателя;
- при случайном выключении двигателя;
- при полной выработке топлива из данной группы баков;
- при самовыключении двигателя из-за помпажа.

Запуск двигателя разрешается на высотах не более **4000м**, на скоростях полета **200...220 км/ч** при температуре масла в маслосистеме двигателя не ниже **-20°C** и отсутствии условий обледенения. Запуск двигателя осуществляется летчиком, не участвующим в управлении самолетом.

Для осуществления запуска необходимо оставить включенными только самые необходимые потребители электроэнергии.

Режим работы работающего двигателя должен быть не ниже  $M_{кр} = 80\%$  (для предотвращения уменьшения скорости полета при выводе воздушного винта из флюгерного положения).

Для запуска двигателя необходимо:

- включить АЗС **ЗАПУСК, ЦЭБО, ТОПЛИВНЫЙ НАСОС;**
- открыть (проверить открытое положение) **ТОПЛИВНЫЙ КРАН;**
- убедиться, что желтое табло **ДАВЛЕНИЕ ТОПЛИВА** погасло;
- убедиться, что РУВ во флюгерном положении;
- выключить **СПУ I, II, УКВ I, II;**
- убедиться, что отбор горячего воздуха в СКВ закрыт (рукоятка **ОТОПЛЕНИЕ** в нижнем положении);
- открыть **СТОП-КРАН;**
- нажать кнопку **ЗАПУСК** соответствующего двигателя и кнопку секундомера.

После погасания желтого табло **ЗАПУСК** и выхода двигателя на режим малого газа:

- включить АЗС **ГЕН.ПОСТ., ГЕН.ПЕРЕМ., СПУ I, II, УКВ I, II, ФЛЮГИР.АВТОМ. КРЕНА;**
- убедиться в загорании зеленого табло **АВТОМ.КРЕНА** (если скорость полета была меньше **205 км/час**) и погасании желтых табло **ГЕН.ПОСТ., ГЕН.ПЕРЕМ.** соответствующего двигателя;
- перевести РУВ запущенного двигателя из флюгерного положения в соответствии с положением РУВ другого двигателя ( $n_v = 1800...1900$  об/мин);
- выровнять режимы работы двигателей с помощью РУД по  **$M_{кр}=60\%$ .**

#### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

При выравнивании режимов работы двигателей во избежание потери скорости полета необходимо вначале увеличить  $M_{кр}$  до **60%** запущенному двигателю, а затем уменьшить  $M_{кр}$  до **60%** работающему двигателю.

#### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:**

1. В одном полете можно производить пять запусков с перерывом три минуты между запусками.
2. Если выключение двигателя производилось при  $t_n = +5^\circ\text{C}$  и ниже, а топливо не содержит противокристаллизационной жидкости, то запуск двигателя производить не позднее двух минут после его выключения.

## ГЛАВА 14. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗАХ И НЕИСПРАВНОСТЯХ ДВИГАТЕЛЯ И ЕГО СИСТЕМ В ПОЛЕТЕ

### 14.1. Основные признаки отказа двигателя в полете

Под отказом двигателя понимается нарушение его работоспособного состояния, приводящее к самопроизвольному падению тяги и определяется по следующим общим признакам:

- изменение звука работы двигателя;
- возникновение разворачивающего  $M_y$  и кренящего момента  $M_x$  в сторону отказавшего двигателя;
- уменьшение скорости полета самолета;
- рост усилий на командных рычагах управления самолетом;
- падение значений основных параметров работы двигателя ( $M_{кр}$ ,  $P_T$ ,  $P_M$ ,  $t_M$ ,  $n_B$ ,  $n_T$ ).

В зависимости от того отказ какой системы двигателя приводит к нарушению его работоспособного состояния и на каком режиме работал двигатель в момент отказа зависит проявление тех или иных специфических признаков.

Если в момент отказа двигатель был защищен системой автоматического флюгирования воздушного винта (РУДы находились в положении, соответствующем  $n_T \geq 88 \pm 1\%$  или  $n_T \geq 92 \pm 1\%$  и горели зеленые табло **АВТОФЛЮГЕР** в секциях табло **ДВИГ. ЛЕВ.** и **ДВИГ.ПРАВ.**), то произойдет автоматическая перестановка лопастей винта во флюгерное положение.

При этом:

- погаснут оба табло **АВТОФЛЮГЕР** (что свидетельствует о срабатывании системы автоматического флюгирования воздушного винта отказавшего двигателя и об отключении системы автоматического флюгирования воздушного винта нормально работающего двигателя);

- загорится на **12...15 с** желтое табло **ФЛЮГИР.НАСОС.** в секции табло отказавшего двигателя (вступает в работу флюгерный насос);

- в секции табло нормально работающего двигателя загорится желтое табло **ЦЭБО** (что свидетельствует об отключении системы ограничения параметров работы двигателя для получения возможности использования чрезвычайного режима);

- если скорость полета не превышала **205 км/ч**, (горело зеленое табло **АВТОМ.КРЕНА**), выпустится щиток АУК на стороне

работающего двигателя, признаком чего будет погасание зеленого табло **АВТОМ.КРЕНА** и загорание желтого табло **АВТОМ.КРЕНА**;

Если в момент отказа двигатель не был защищен системой автоматического флюгирования воздушного винта (РУД находился в положении, соответствующем  $n_r < 88 \pm 1\%$  или  $n_r < 92 \pm 1\%$ , а два зеленых табло **АВТОФЛЮГЕР** не горели) воздушный винт автоматически не зафлюгируется, а щиток АУК не выпустится, о чем можно судить по интенсивным проявлениям разворачивающего  $M_y$  и кренящего  $M_x$  моментов.

При автоматическом (ручном) флюгировании воздушного винта газогенератор двигателя переходит на ручное управление подачи топлива в камеру сгорания (включается **АВАРИЙНЫЙ КОНТУР**) от рычага стоп-крана, что определяется по загоранию желтого табло **ИЗОЛИР.КЛАПАН** и, независимо от положения РУД, установится режим малого газа.

Отказ двигателя может произойти с полным выключением газогенератора. В этом случае к вышеперечисленным признакам отказа добавятся следующие:

- загорится желтое табло **ДАВЛ.МАСЛА** (прекращает работу приводной от ротора газогенератора нагнетающий маслонасос);

- загорятся желтые табло **ГЕН.ПОСТ.,ГЕН.ПЕРЕМ.** (выключаются приводные от ротора газогенератора генераторы постоянного и переменного тока);

- при скорости полета менее **205 км/ч** погаснет зеленое и загорится желтое табло **АВТОМ.КРЕНА** независимо от положения РУДов (даже, если РУДы находились в положении, соответствующем  $n_r < 88 \pm 1\%$  или  $n_r < 92 \pm 1\%$ ).

И, наконец, при отказе (выключении) двигателя из-за прекращения подачи топлива из самолетных топливных баков (например, из-за выработки топлива), дополнительным признаком этого отказа является загорание желтого табло **ДАВЛ.ТОПЛИВА**.

## **14.2. Порядок применения ручного управления газогенератора (аварийного контура)**

Аварийный контур включается как автоматически (при автоматическом и ручном флюгировании воздушного винта), так и принудительно (путем включения выключателя **ИЗОЛИР.КЛАПАН** на верхней панели). При этом загорается

табло **ИЗОЛИР.КЛАПАН** в секции табло соответствующего двигателя.

Установку режима работы двигателя на аварийном контуре производить медленным перемещением рычага стоп-крана из положения **ОТКРЫТО** вперед до получения требуемого режима. При этом необходимо усилить контроль за параметрами двигателя ( $t_{\text{мт}}$ ,  $M_{\text{кр}}$ ,  $n_{\text{г}}$ ), не допуская их превышения (особенно при изменении высоты полета), а также следить, чтобы  $n_{\text{г}}$  были не менее **60%** на высотах ниже **2000м** и не менее **75%** на высотах выше **2000м**.

#### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.**

Применение реверса при включенном аварийном контуре запрещается!

### **14.3. Порядок выключения отказавшего двигателя**

Выключение отказавшего двигателя начинается с флюгирования воздушного винта. При этом, если воздушный винт автоматически не зафлюгировался, необходимо зафлюгировать его принудительно, для чего на центральном пульте управления нажать на **2...3с** кнопку **РУЧНОЕ ФЛЮГИРОВАНИЕ**, предварительно откинув колпачок, соответствующего двигателя. В случае не срабатывания и системы ручного флюгирования необходимо осуществить аварийное флюгирование, для чего РУВ отказавшего двигателя перевести во флюгерное положение. При этом следует учесть, что флюгерный насос не вступает в работу (не загорается желтое табло **ФЛЮГИР.НАСОС**), а время флюгирования увеличится до **25с**.

После этого необходимо:

- выключить **АЗС ГЕН.ПОСТ,ГЕН.ПЕРЕМ**;
- установить рычаг **СТОП-КРАН** в положение **ЗАКРЫТО**.

После остановки газогенератора:

- выключить **АЗС ТОПЛИВНЫЙ НАСОС, КОНЦЕВОЙ БАК** (если использовались концевые топливные баки), **ЗАПУСК, ЦЭБО**;

- установить рычаг **ТОПЛИВО** в положение **ЗАКРЫТО**, РУД
- в положение малого газа, РУВ – во флюгерное положение.

### **14.4. Порядок установки чрезвычайного режима (ЧР)**

РУД соответствующего двигателя переместить за упор максимального взлетного режима. При этом преодолевается сопротивление пружинного упора, расположенного на двигателе, которое затем исчезнет и РУД можно свободно перемещать в



диапазоне от режима малого газа до ЧР. В процессе установки ЧР необходимо следить, чтобы  $M_{кр}$  не превышал **106,5%** и при необходимости задресселировать двигатель.

#### **14.5. Отказ двигателя на взлете**

##### **ПРИЗНАКИ:**

а) Общие признаки:

- изменение звука работы двигателя;
- возникновение разворачивающего  $M_y$  и кренящего момента  $M_x$  в сторону отказавшего двигателя;
- уменьшение скорости полета самолета;
- рост усилий на командных рычагах управления самолетом;
- падение значений основных параметров работы двигателя

( $M_{кр}$ ,  $P_T$ ,  $P_M$ ,  $t_m$ ,  $n_B$ ,  $n_T$ ).

б) В секции табло отказавшего двигателя:

- погасание зеленого табло **АВТОФЛЮГЕР** и загорание желтого табло **ФЛЮГИР.НАСОС**;

- загорание желтого табло **ИЗОЛИР.КЛАПАН**;

Если отказ двигателя произошел с выключением газогенератора:

- загорание желтого табло **ДАВЛ.МАСЛА**.

Если отказ двигателя произошел из-за отсутствия подачи топлива из самолетной топливной системы:

- загорание желтого табло **ДАВЛ.ТОПЛИВА**.

в) В секции табло **ПЛАНЕР**:

Если отказ двигателя произошел на скорости полета самолета менее **205 км/ч** :

- погасание зеленого табло **АВТОМ.КРЕНА** и загорание желтого табло **АВТОМ.КРЕНА**.

г) В секции табло **ЭЛЕКТРО**:

Если отказ двигателя произошел с выключением газогенератора:

- загорание желтых табло **ГЕН.ПОСТ.** и **ГЕН.ПЕРЕМ.** соответствующего двигателя.

д) В секции табло работающего двигателя:

- погасание зеленого табло **АВТОФЛЮГЕР**;

- загорание желтого табло **ЦЕБО**.

## ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА

а) При скорости разбега самолета меньшей или равной скорости принятия решения взлет прекратить, для чего:

1. Удерживать самолет от разворота рулем направления, при необходимости – тормозами.

2. РУДы двигателей перевести в положение малого газа.

3. Установить реверс работающему двигателю путем перевода РУД на себя за упор малого газа.

4. Стремление к развороту при применении реверса парировать путем отклонения переднего колеса;

5. Полностью отклонить штурвальную колонку от себя и применить интенсивное торможение;

6. Выпустить интерцепторы;

7. Закрывать стоп-кран отказавшего двигателя.

### ВНИМАНИЕ!

При прекращении взлета при малых значениях коэффициента сцепления на ИВП, а также на ВПП покрытых укатанным снегом, на участке торможения использовать реверс работающего двигателя соразмерно с боковым отклонением с использованием отдельного торможения. На ВПП покрытых сухим снегом применять реверс только на скорости не менее 20 км/ч, так как при малых скоростях снежный вихрь опережает самолет, кратковременно ухудшая обзор.

б) При скорости разбега самолета более скорости принятия решения или после отрыва от ВПП взлет продолжить, для чего:

1. До отрыва от ВПП удерживать самолет от разворота рулем направления и элеронами.

2. Продолжать разбег на максимальном взлетном режиме работающего двигателя до скорости **150 км/ч**.

3. На скорости **150 км/ч** плавным отклонением штурвала на себя создать угол тангажа не более **10°** и оторвать самолет от земли.

4. После отрыва удерживать самолет от разворота и крена и создать крен **5°** в сторону работающего двигателя.

### ПРИМЕЧАНИЕ.

Усилие на педалях после отрыва составляет **40 кгс** и с увеличением скорости полета уменьшается (при скорости **200 км/ч** до нуля).

5. На высоте **3...5 м** затормозить колеса и убрать шасси.

6. При необходимости (если взлет производится с максимальной взлетной массой или с пассажирами на борту) работающему двигателю установить чрезвычайный режим.

### ВНИМАНИЕ!

Максимально допустимое время работы двигателя на чрезвычайном режиме **2 мин.**

7. Набор высоты производить на скорости **155 км/ч.**

8. На высоте **120 м** разогнать самолет до скорости **175 км/ч**, убрать закрылки и щиток АУК (выключить выключатель АУК на центральном пульте) с последующим разгоном самолета до скорости **200 км/ч**. В процессе уборки закрылков не допускать уменьшения высоты.

9. Дальнейший набор высоты производить на скорости **200 км/ч.**

10. После установки режима набора высоты выключить отказавший двигатель (порядок выключения рассмотрен выше).

11. Если применялся чрезвычайный режим, через **2 минуты** перевести двигатель на максимальный взлетный режим и использовать его не более **30 минут**.

12. Если чрезвычайный режим не применялся, то максимальный взлетный режим использовать не более **1 часа**, при этом температура газов между турбинами не должна превышать **750°С** при  $t_n \geq +30^\circ\text{C}$ .

13. Выполнить полет по кругу на скорости, соответствующей максимальному взлетному режиму и провести посадку с одним работающим двигателем.

#### **14.6. Отказ двигателя в наборе высоты**

##### **ПРИЗНАКИ:**

а) Общие признаки:

- изменение звука работы двигателя;
- возникновение разворачивающего  $M_y$  и кренящего момента  $M_x$  в сторону отказавшего двигателя;
- уменьшение скорости полета самолета;
- рост усилий на командных рычагах управления самолетом;
- падение значений основных параметров работы двигателя ( $M_{кр}$ ,  $P_T$ ,  $P_M$ ,  $t_m$ ,  $n_B$ ,  $n_T$ ).

б) В секции табло отказавшего двигателя:

- погасание зеленого табло **АВТОФЛЮГЕР** и загорание желтого табло **ФЛЮГИР.НАСОС**;
- загорание желтого табло **ИЗОЛИР.КЛАПАН**;

Если отказ двигателя произошел с выключением газогенератора:

- загорание желтого табло **ДАВЛ.МАСЛА**.

Если отказ двигателя произошел из-за отсутствия подачи топлива из самолетной топливной системы:

- загорание желтого табло **ДАВЛ.ТОПЛИВА**.

в) В секции табло **ПЛАНЕР**:

Если отказ двигателя произошел на скорости полета самолета менее **205 км/ч**;

- погасание зеленого табло **АВТОМ.КРЕНА** и загорание желтого табло **АВТОМ.КРЕНА**.

#### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

На скорости полета самолета **205 км/ч** и более система АУК отключена датчиком скорости и дополнительно летчиком путем выключения выключателя АУК на центральном пульте на **H=400** м над уровнем аэродрома после уменьшения режима работы двигателей до максимально продолжительного. В этом случае зеленое табло **АВТОМ.КРЕНА** не горит и, следовательно, при отказе двигателя не выпустится щиток АУК на стороне работающего двигателя (желтое табло **АВТОМ.КРЕНА** не загорится).

г) В секции табло **ЭЛЕКТРО**:

Если отказ двигателя произошел с выключением газогенератора:

- загорание желтых табло **ГЕН.ПОСТ.** и **ГЕН.ПЕРЕМ.** соответствующего двигателя.

д) В секции табло работающего двигателя:

- погасание зеленого табло **АВТОФЛЮГЕР**;

- загорание желтого табло **ЦЕБО**.

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Удерживать самолет от разворота рулем направления и создать элеронами крен **5°** в сторону работающего двигателя.

2. Установить работающему двигателю максимальный взлетный режим.

#### **ВНИМАНИЕ!**

Максимально допустимое время работы двигателя на данном режиме **1 час (3 часа за ресурс)**. При этом  $T_{\text{мт}} < 750^{\circ}\text{C}$  при  $t_{\text{н}} \leq +30^{\circ}\text{C}$ .

3. Установить скорость полета самолета в наборе высоты не менее **200 км/ч**.

4. Выключить отказавший двигатель, при этом учесть, что если воздушный винт отказавшего двигателя автоматически не зафлюгировался, то зафлюгировать его принудительно.

5. Доложить РП, прекратить выполнение задания и произвести посадку на ближайший аэродром с одним работающим двигателем.

#### **14.7. Отказ двигателя в крейсерском полете**

##### **ПРИЗНАКИ:**

а) Общие признаки:

- изменение звука работы двигателя;
- возникновение разворачивающего  $M_y$  и кренящего момента  $M_x$  в сторону отказавшего двигателя;
- уменьшение скорости полета самолета;
- рост усилий на командных рычагах управления самолетом;
- падение значений основных параметров работы двигателя

( $M_{кр}$ ,  $P_T$ ,  $P_M$ ,  $t_M$ ,  $n_B$ ,  $n_T$ ).

б) В секции табло отказавшего двигателя:

- погасание зеленого табло **АВТОФЛЮГЕР** и загорание желтого табло **ФЛЮГИР.НАСОС**;
- загорание желтого табло **ИЗОЛИР.КЛАПАН**;

Если отказ двигателя произошел с выключением газогенератора:

- загорание желтого табло **ДАВЛ.МАСЛА**.

Если отказ двигателя произошел из-за отсутствия подачи топлива из самолетной топливной системы:

- загорание желтого табло **ДАВЛ.ТОПЛИВА**.

в) В секции табло **ПЛАНЕР**:

Если отказ двигателя произошел на скорости полет самолета менее **205 км /час**;

- погасание зеленого табло **АВТОМ.КРЕНА** и загорание желтого табло **АВТОМ.КРЕНА**.

г) В секции табло **ЭЛЕКТРО**:

Если отказ двигателя произошел с выключением газогенератора:

- загорание желтых табло **ГЕН.ПОСТ.** и **ГЕН.ПЕРЕМ.** соответствующего двигателя.

д) В секции табло нормально работающего двигателя:

Если двигатель был защищен системой автоматического флюгирования:

- погасание зеленого табло **АВТОФЛЮГЕР**;
- загорание желтого табло **ЦЕБО**.

##### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Удерживать самолет от крена и разворота (на малых скоростях полета вплоть до полного отклонения руля направления ) для сохранения направления полета.

2. Остаточную несимметричность тяги парировать созданием крена до  $5^{\circ}$  в сторону нормально работающего двигателя.

3. Увеличить режим работающего двигателя вплоть до максимального взлетного;

**ВНИМАНИЕ!**

Максимально допустимое время работы двигателя на данном режиме – **1 час.**

**ПРИМЕЧАНИЕ.**

При установке работающему двигателю максимального взлетного режима, как аварийного, при  $t_n > +30^{\circ}\text{C}$  допускается увеличение  $T_{\text{MT}}$  до  $750^{\circ}\text{C}$ . При этом, если ЦЭБО автоматически не выключится, то выключить его принудительно для исключения его срабатывания, а для исключения падения мощности двигателя отбор воздуха в систему кондиционирования также отключить.

4. Обеспечить скорость полета самолета не менее **200 км/ч.**

5. Выключить отказавший двигатель, при этом учесть, что, если винт отказавшего двигателя автоматически не зафлюгировался, то зафлюгировать его принудительно.

6. При необходимости снять триммерами усилие с органов управления.

7. При выполнении разворотов шарик указателя скольжения удерживать в нейтральном положении только отклонением руля отклонения.

8. При скоростях полета менее **200 км/ч** не допускать крена более  $15^{\circ}$ .

**ПРИМЕЧАНИЕ.**

При отказе двигателя на высотах **4000...4200 м** для обеспечения безопасности полета целесообразно снизиться до высоты **3000...3600 м.**

**14.8. Отказ двигателя на предпосадочном снижении и при заходе на посадку**

**ПРИЗНАКИ:**

а) Общие признаки:

- изменение звука работы двигателя;
- возникновение разворачивающего  $M_y$  и кренящего момента  $M_x$  в сторону отказавшего двигателя;



- уменьшение скорости полета самолета;
- рост усилий на командных рычагах управления самолетом;
- падение значений основных параметров работы двигателя ( $M_{кр}$ ,  $P_T$ ,  $P_M$ ,  $t_M$ ,  $n_B$ ,  $n_T$ ).

б) В секции табло отказавшего двигателя:

- погасание зеленого табло **АВТОФЛЮГЕР** и загорание желтого табло **ФЛЮГИР.НАСОС**;
- загорание желтого табло **ИЗОЛИР.КЛАПАН**;

Если отказ двигателя произошел с выключением газогенератора:

- загорание желтого табло **ДАВЛ.МАСЛА**.

Если отказ двигателя произошел из-за отсутствия подачи топлива из самолетной топливной системы:

- загорание желтого табло **ДАВЛ.ТОПЛИВА**.

в) В секции табло **ПЛАНЕР**:

Если отказ двигателя произошел на скорости полета самолета менее **205 км /час**;

- погасание зеленого табло **АВТОМ.КРЕНА** и загорание желтого табло **АВТОМ.КРЕНА**.

г) В секции табло **ЭЛЕКТРО**:

Если отказ двигателя произошел с выключением газогенератора:

- загорание желтых табло **ГЕН.ПОСТ.** и **ГЕН.ПЕРЕМ.** соответствующего двигателя.

д) В секции табло работающего двигателя:

- погасание зеленого табло **АВТОФЛЮГЕР**;
- загорание желтого табло **ЦЕБО**

**ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Удерживать самолет от крена и разворота.
2. Создать крен до **5°** в сторону работающего двигателя.
3. Установить работающему двигателю режим  $M_{кр}=40...60\%$ .
4. Выключить отказавший двигатель.

**ПРИМЕЧАНИЕ.**

Если двигатель отказал на высоте выше **30м**, то воздушный винт необходимо зафлюгировать кнопкой ручного флюгирования, если двигатель отказал на высоте **30м** и ниже - воздушный винт не флюгировать.

5. Если закрылки были выпущены на **18°** выдерживать скорость полета **175 км/ч**.

6. Если закрылки были выпущены на **42°** установить и выдерживать скорость полета **160 км/ч**.

7. После пролета БПРМ при окончательной уверенности в производстве посадки выпустить закрылки на **42°** (если они не были выпущены до отказа двигателя) и выдерживать скорость полета **155 км/ч** до входной кромки ВПП.

#### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.**

При полете по глиссаде с одним неработающим двигателем не допускать падения скорости полета самолета ниже установленных значений и снижения под глиссаду, так как в следствие небольшого избытка мощности восстановление потери скорости происходит существенно дольше.

При необходимости увеличения режима работы исправного двигателя следует осуществлять небольшими перемещениями РУД, так как более значительное увеличение режима работы двигателя при пониженных скоростях полета существенно влияет на балансировку самолета и требует большого расхода рулей.

8. На высоте **9 м** сдросселировать двигатель до малого газа.

9. При необходимости применить реверс работающему двигателю, при этом стремление самолета к развороту парировать ножным управлением носового колеса, тормозами и полной отдачей штурвала от себя.

### **14.9. Отказ двигателя во время ухода на второй круг**

*а) Отказ двигателя до выхода на взлетный режим.*

#### **ПРИЗНАКИ:**

Такие же, как и при заходе на посадку.

#### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Удерживать самолет от разворота и крена.

2. Зафлюгировать воздушный винт отказавшего двигателя кнопкой **РУЧНОЕ ФЛЮГИРОВАНИЕ**.

3. Создать крен до **5°** в сторону работающего двигателя, удерживая самолет от разворота.

4. Убрать шасси.

5. Не допуская уменьшения скорости ниже **155 км/ч**, убрать закрылки до **18°**.

6. Перевести самолет в набор высоты, выдерживая скорость **155 км/ч**, при необходимости установить ЧР.

7. Выключить отказавший двигатель.

8. На высоте **120 м** разогнать самолет до скорости не менее **175 км/ч**, убрать полностью закрылки и убрать щиток АУК (выключить выключатель АУК на центральном пункте).

9. Выполнить полет по кругу на скорости не менее **200 км/ч**.

10. Выполнить посадку с одним работающим двигателем.

*б) Отказ двигателя после выхода на взлетный режим.*

**ПРИЗНАКИ:** Такие же, как и при взлете.

**ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Удерживать самолет от разворота и крена;
2. Создать крен до  $5^\circ$  в сторону работающего двигателя, удерживая самолет от разворота.
3. Перевести самолет в горизонтальный полет, не допуская уменьшения скорости менее **155 км/ч**.
4. Убрать шасси.
5. Убрать закрылки до  $18^\circ$ .
6. Перевести самолет в набор высоты, выдерживая скорость **155 км/ч**, при необходимости установить ЧР.
7. Выключить отказавший двигатель.
8. На высоте **120 м** разогнать самолет до скорости не менее **175 км/ч**, убрать полностью закрылки и убрать щиток АУК.
9. Выполнить полет по кругу на скорости не менее **200 км/ч**.
10. Выполнить посадку с одним работающим двигателем.

**ВНИМАНИЕ!**

Уход на второй круг с авторотирующим воздушным винтом отказавшего двигателя **ЗАПРЕЩЕН**.

#### **14.10. Действия экипажа при самопроизвольном повышении $M_{кр}$**

##### **14.10.1. Самопроизвольное повышение $M_{кр}$ (выше 106%) на взлете или уходе на второй круг**

**ПРИЗНАКИ:**

- изменение звука работы двигателя;
- появление разворачивающего  $M_y$  и кренящего  $M_x$  моментов в сторону нормально работающего двигателя;
- более интенсивное нарастание скорости полета;
- повышение основных параметров работы двигателя.

**ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Немедленно выключить неисправный двигатель.
2. Работающему двигателю установить ЧР (время работы не более **2 мин**).

Дальнейшие действия такие же, как и при отказе двигателя на взлете. (см. пункт 14.5 «Отказ двигателя на взлете»).

#### **14.10.2. Самопроизвольное повышение $M_{кр}$ при заходе на посадку и посадке**

##### **ПРИЗНАКИ:**

- изменение звука работы двигателя;
- появление разворачивающего  $M_y$  и кренящего  $M_x$  моментов в сторону нормально работающего двигателя;
- увеличение скорости полета;
- повышение основных параметров работы двигателя.

##### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

- выключить неисправный двигатель;
- если высота полета больше **30 м**, зафлюгировать воздушный винт выключенного двигателя кнопкой ручного флюгирования и завершить посадку;
- если высота полета менее **30 м**, воздушный винт выключенного двигателя не флюгировать и завершить посадку.

#### **14.10.3. Самопроизвольное повышение $M_{кр}$ в наборе высоты, горизонтальном полете и при снижении.**

##### **ПРИЗНАКИ:**

- изменение звука работы двигателя;
- появление разворачивающего  $M_y$  и кренящего  $M_x$  моментов в сторону нормально работающего двигателя;
- увеличение скорости полета;
- повышение основных параметров работы двигателя.

##### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Убрать РУД неисправного двигателя в положение малого газа.
2. На верхней панели включить выключатель **ИЗОЛИР. КЛАПАН**.
3. Убедиться в загорании желтого табло **ИЗОЛИР.КЛАПАН** соответствующего двигателя.
4. Медленным перемещением рычага **СТОП-КРАН** вперед из положения **ОТКРЫТО** (на промежуточном упоре) установить требуемый режим работы двигателя (см. пункт 14.2 «Порядок применения ручного управления газогенератором»).

### 14.11. Ложное срабатывание ЦЭБО

В полете возможно возникновение неисправности двигателя, при которой общие признаки аналогичны признакам отказа двигателя:

- изменение звука работы двигателя;
- появление разворачивающего  $M_y$  и кренящего  $M_x$  моментов в сторону неисправного двигателя;
- уменьшение скорости полета;
- падение основных параметров работы двигателя ( $n_g$ ,  $M_{кр}$ ,  $T_{мт}$ ).

Если вышеперечисленные признаки сопровождаются загоранием желтого табло **СРАБАТ.ЦЭБО**, то причиной возникновения отказа двигателя является **ложное срабатывание ЦЭБО**.

Причем, в зависимости от того, на какой высоте полета произошел отказ (какой уровень готовности ЦЭБО был включен), зависят проявления признаков и действия экипажа при их возникновении.

#### 14.11.1. Ложное срабатывание ЦЭБО при полетах на высотах ниже 700 м (включен I уровень готовности ЦЭБО)

##### **ПРИЗНАКИ:**

- изменение звука работы двигателя;
- появление разворачивающего  $M_y$  кренящего  $M_x$  моментов в сторону отказавшего двигателя;
- уменьшение (замедление нарастания при взлете) скорости полета;
- падение  $M_{кр}$  приблизительно до **70%**, остальных параметров – соразмерно  $M_{кр}$ ;
- загорание желтого табло **СРАБАТ.ЦЭБО**.

В этом случае датчик автоматического флюгирования не выдает сигнал на автоматическое флюгирование воздушного винта ( $M_{кр} > 24\%$  если на момент отказа двигатель был защищен системой автоматического флюгирования воздушного винта) и, следовательно, воздушный винт автоматически не зафлюгируется.

##### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. РУД неисправного двигателя согласовать с положением РУД исправного двигателя.
2. АЗС ЦЭБО неисправного двигателя выключить.
3. РУДом неисправного двигателя при необходимости установить требуемый режим работы.

4. Продолжить полет, уделяя повышенное внимание параметрам двигателя с выключенным ЦЭБО.

#### **14.11.2. Ложное срабатывание ЦЭБО при полете на высотах выше 700 м (включен II уровень готовности ЦЭБО)**

##### **ПРИЗНАКИ:**

- изменение звука работы двигателя;
- появление разворачивающего  $M_y$  кренящего  $M_x$  моментов в сторону отказавшего двигателя;
- уменьшение скорости полета;
- падение  $n_r$  до **60%**, остальных параметров - соразмерно  $n_r$ ;
- загорание желтого табло **СРАБАТ.ЦЭБО**.

В этом случае, если двигатель на момент отказа был защищен системой автоматического флюгирования, датчик автоматического флюгирования выдает сигнал на автоматическое флюгирование воздушного винта (см.п.14.7. «Отказ двигателя в крейсерском полете»).

##### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. РУД неисправного двигателя установить в положение малого газа.

2. АЗС ЦЭБО неисправного двигателя выключить.

3. Выключатель **АВТОФЛЮГЕР** на центральном пульте управления выключить (для возврата системы автоматического флюгирования в исходное положение).

4. По мере выхода воздушного винта из флюгерного положения плавным перемещением РУД установить требуемый режим работы двигателя.

5. Продолжить полет, уделяя повышенное внимание параметрам двигателя с выключенным ЦЭБО.

##### **ПРИМЕЧАНИЕ.**

Если параметры двигателя с выключенным ЦЭБО нормальные, то систему автоматического флюгирования воздушного винта можно включить путем включения на центральном пульте управления выключателя **АВТОФЛЮГЕР**.



## **14.12. Помпаж двигателя**

### **ПРИЗНАКИ:**

- изменение звука работы двигателя;
- периодические хлопки;
- быстрое нарастание температуры газов между турбинами;
- колебания основных параметров работы двигателя.

### **ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА:**

1. Немедленно убрать РУД на **малый газ**.
2. Сбалансировать самолет в прямолинейном полете.
3. Если температура газа между турбинами продолжает возрастать, закрыть **Стоп-кран** и выключить отказавший двигатель с флюгированием воздушного винта.

## **ГЛАВА 15. ПОДГОТОВКА САМОЛЕТА К ПОЛЕТУ**

### **15.1. Общие обязанности летчика при подготовке самолета к полету**

При выполнении предполетной подготовки летчик обязан:

- принять доклад от бортового техника о готовности самолета к полету и заправке его спец.жидкостями и газами;
- произвести предполетный осмотр самолета по установленному маршруту;
- проверить отсутствие посторонних предметов на своем рабочем месте;
- проверить правильность регулировки сидения летчика по высоте и длине ног;
- убедиться, что предметы обмундирования и снаряжения не мешают работе;
- проверить внешнее состояние оборудования и приборов на приборной доске (состояние шкал, остекления, стрелок и положения последних);
- проверить исходное положение органов управления;
- проверить расстопорены ли все органы управления самолетом, легкость их хода;
- участвовать в процессе запуска двигателей и контроле параметров их работы.

Запуск и опробование двигателей самолета необходимо производить при наличии полного состава экипажа. Все члены экипажа должны вести осмотрительность на земле и в полете в своем секторе обзора. Повышенную осмотрительность необходимо соблюдать при рулении, полете на предельно малых высотах и полете на высотах между эшелонам перехода и высотой перехода.

### **15.2. Меры безопасности при работе на самолете**

К работе на самолете допускаются специалисты, изучившие конструкцию, правила эксплуатации самолета и меры безопасности при работе на нем.

Меры безопасности направлены на исключение:

- травмирования (гибели) личного состава;
- вывода из строя самолета и его оборудования;
- пожара на самолете или стоянке, где он расположен.

Перед началом работ командир (или лицо) организующий работу, проводит с личным составом инструктаж по мерам безопасности, в которых определены:

- маршрут движения личного состава по стоянке самолетов;
- места курения;
- места расположения противопожарных средств;
- объем выполняемых работ и особенность их выполнения.

При выполнении работ на самолете необходимо выполнять следующие требования:

- перед запуском двигателей проверьте наличие на стоянке средств тушения пожара, правильность установки упорных колодок, убедиться в правильности размещения средств наземного обслуживания и отсутствии посторонних предметов вблизи самолета;

- проверить наличие заземления самолета, чтобы исключить накопление статического электричества и разрядку его через людей;

- при заправке самолета топливом все потребители электроэнергии должны быть выключены, кроме приборов контроля за заправкой;

- во избежание падения с высокорасположенных частей самолета, необходимо работы выполнять со стремянки или лестницы, с надетым и закрепленным предохранительным поясом и тросом, а на ногах должна быть одета обувь с подошвой на мягкой резине;

- не разрешается становиться на горизонтальное оперение;

- при заправке маслом Б-3В необходимо помнить, что масло токсично и при попадании его на кожу необходимо вымыть руки с мылом.

### **ЗАПРЕЩАЕТСЯ:**

- производить запуск двигателей без связного, без пожарного расчета и при отсутствии средств пожаротушения;

- вращать воздушный винт, чтобы исключить травмирование личного состава;

- запускать двигатели при наличии на нем неисправностей;

- находиться возле самолета при запущенных двигателях на расстоянии менее **5 м** от носовой части самолета и **30 м** от хвостовой;

- выходить из самолета при запущенных двигателях;

- заправлять топливом топливные баки самолета без заземления;

- проливать топливо и смазочные материалы на стоянку самолета;

- разжигать огонь, курить на расстоянии менее **25 м** от самолета и строений на аэродроме;

- оставлять без присмотра работающие средства подогрева;

- в процессе проверки радиовысотомера А-037 находиться в поле СВЧ излучения антенны;
- выжигать траву и сжигать мусор, разжигать костры на расстоянии менее **100 м** от самолетов и аэродромных сооружений;
- хранить ГСМ на расстоянии менее **75 м**, а емкости для сбора отстоя топлива устанавливать на расстоянии менее **25 м** от стоянки самолетов;
- допускать на стоянку самолетов спецавтомобили без средств пожаротушения.

### **15.3. Заправка самолета ГСМ и сжатыми газами**

К заправке самолета ГСМ и сжатыми газами допускается личный состав, допущенный к выполнению данного вида работ и знающий меры безопасности.

#### **15.3.1. Заправка самолета топливом**

Заправка топливных баков топливом осуществляется через заливные горловины. Перед заправкой необходимо установить к крылу самолета стремянку. Подготовить огнетушитель.

Дайте подъехать топливозаправщику к передней части фюзеляжа, и, убедившись в наличии разрешения на заправку должностными лицами ИАС, которое записано в контрольном талоне на ГСМ, проверьте исправность и чистоту раздаточных устройств, наличие и сохранность пломб на заливной горловине, дыхательном клапане, фильтрах и крышках приемных патрубков, надежность заземления самолета и топливозаправщика.

При пользовании лестницей для доступа к верхней части крыла необходимо соблюдать меры предосторожности, чтобы не произошло падение.

Осторожно обращайтесь с заправочным шлангом, чтобы не повредить резиновые противообледенительные протекторы передней кромки крыла.

*Последовательность заправки:*

- перед заправкой необходимо открыть крышки люков двух заливных горловин, расположенных на баках **N2** и **N3** (нервюры **6,11**), отвернуть крышки заливных горловин и вынуть их;
- заземлить заправочный пистолет через заземляющее гнездо заливной горловины (нервюра **11**);
- конец заправочного пистолета вставить в отверстие заливной горловины бака **N3** (нервюра **11**) и заправить требуемое количество топлива. Прекратить заправку топлива, убирать заправочный пи-

столет и снять заземление. Закрывать крышки заливных горловин (нерв. 6, 11);

- заправка концевой топливной баки осуществляется в такой же последовательности, как и заправка топливом крыльевых баков.

После заправки убрать лестницу, отправить топливозаправщик.

### 15.3.2. Заправка гидравлической системы

а) Предварительные работы:

- подвести стремянку к левой гондole двигателя;
- подвести гидравлическую тележку к левой гондole двигателя;
- снять нижнюю крышку за противопожарной перегородкой левой гондолы двигателя;
- сравнить давление в контуре торможения и гидравлических систем нажатием педалей тормозов.

В гидравлический бак заправляется не более чем **8,5 л** гидравлической жидкости АМГ-10 (при объеме бака **10 л.**).

б) Последовательность проведения работ:

- перед открытием крышки заправочного крана убедитесь в отсутствии давления в гидробаке;
- подсоедините заправочный клапан заправочной тележки к штуцеру **ВСАСЫВАНИЕ** и произведите заправку гидравлического бака. При этом норма заправки – по верхней риске при отсутствии давления.

в) Заключительные работы:

- отсоедините заправочное устройство от заправочного клапана;
- наденьте крышку и закройте лючок в гондole двигателя;
- навинтите запорную гайку на заправочный клапан всасывающий;
- закрыть крышку гондолы двигателя;
- убрать стремянку.

### 15.3.3. Заправка маслосистемы двигателя

а) Предварительные работы:

- поставить стремянку к гондole двигателя с левой стороны;
- открыть крышки гондол двигателей для доступа к заправочным горловинам маслобаков.

б) Заправка маслом Б-3В осуществляется до уровня **МАКС-7 л** при объеме маслобака **11 л.** Контроль заправки масла производить при зафлюгированном воздушном винте. При незафлюгированном

воздушном винте уровень масла выше на **10...15 мм**. Заправку производить воронкой для заливки масла до вышеуказанного уровня на масломерном щупе.

в) Заключительные работы:

- закрыть заливные горловины;
- закрыть крышки на гондолах двигателей;
- убрать стремянку.

При заправке маслосистемы двигателя необходимо выполнять все меры предосторожности, избегая пролива и перелива масла.

#### **15.3.4. Зарядка пневматиков колес шасси сжатым воздухом**

Пневматики колес заряжаются сжатым воздухом (азотом) с использованием зарядного шланга с редуктором. Зарядка контролируется по манометру.

### **15.4. Предполетный осмотр самолета, буксировка самолета**

#### **15.4.1. Предполетный осмотр самолета**

При подготовке самолета к полету командир экипажа и правый летчик должны выполнить внешний и внутренний осмотр самолета в соответствии с РЛЭ.

Маршрут осмотра:

1. Передняя часть фюзеляжа.
2. Передняя опора шасси.
3. Приемник полного давления (левый).
4. Двигатель с воздушным винтом (левый).
5. Основная опора шасси (левая).
6. Левое полукрыло.
7. Хвостовое оперение.
8. Правое полукрыло.
9. Основная опора шасси (правая).
10. Двигатель с воздушным винтом (правый).
11. Надежность закрытия аварийного выхода.
12. Приемник полного давления (правый).
13. В целом самолет должен стоять без поперечного наклона.

Порядок и технология осмотра рассмотрена в главах №1...14.

Порядок (технология) предполетного осмотра самолета приведен в табл. 15.1.



Таблица 15.1

№ п/п	Осматриваемая часть самолета	Направление осмотра	Возможные неисправности и контролируемые параметры
1	2	3	4
1	<b>ПЛАНЕР</b>	<p>обшивка фюзеляжа, крыла, оперения, рулей и элеронов чистые и не имеют повреждений, а также нарушений лакокрасочного покрытия. Особое внимание обратить на перкалевую обшивку рулей и элеронов, как наиболее уязвимую;</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- узлы навески рулей и элеронов чистые и не имеют повреждений;</li> <li>- все смотровые лючки закрыты;</li> <li>- входная и аварийная дверь плотно прилегают к фюзеляжу, а замки их исправны;</li> <li>- стекла фонаря кабины экипажа и грузовой кабины чистые и не имеют повреждений</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- повреждения лакокрасочного покрытия;</li> <li>- механические повреждения обшивки самолета; повреждения органических стекол;</li> <li>- ослабление заклепочных и болтовых соединений;</li> <li>- повреждение резиновых профилей герметизации дверей и люков;</li> <li>- повреждение элементов планера, вызванные превышением эксплуатационных ограничений самолета</li> </ul>
2	<b>ШАССИ</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- отсутствуют повреждения пневматиков;</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- мелкая сетка трещин на поверхности резины, царапины, неглубокие надрезы резинового слоя (не доходящие до корда), а также равномерный износ по всей окружности или местный износ до первого слоя корда не являются препятствием для их дальнейшей эксплуатации;</li> <li>- к эксплуатации не допускаются покрышки, имеющие разрушение (расслоение ткани) бортовой части у реборды разрыв каркаса, вздутие в любой части, повреждение нитей корда в каркасе механические повреждения</li> </ul>

1	2	3	4
		<ul style="list-style-type: none"> <li>- давление в пневматике нормальное (по обжатию);</li> <li>- давление в амортизаторах соответствует норме (по выходу зеркала штока амортизатора);</li> <li>- створки шасси;</li> <li>- механические указатели;</li> <li>- инерционные датчики юза</li> </ul>	<p>(разрывы, порезы и проколы выше второго корда), местные истирания (лысины) резинового слоя протектора до появления тканевого корда;</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- обжатие пневматика передней опоры должно быть <b>42 мм</b>, что соответствует давлению воздуха в нем <b>4,2<sup>+0,3</sup> кгс/см<sup>2</sup></b>;</li> <li>- обжатие пневматиков основных опор должно быть <b>53 мм</b>, что соответствует давлению воздуха в нем <b>4,2<sup>+0,3</sup> кгс/см<sup>2</sup></b>;</li> <li>- выход зеркала штока амортизатора передней опоры должно быть в пределах <b>41...70 мм</b>, а основной – <b>77...125 мм</b>;</li> <li>- чистые без механических повреждений</li> </ul>
3	<b>СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- снятие трубцин с рулевых поверхностей;</li> <li>- рулевые поверхности РВ, РН, элеронов закрылок, интерцепторов, щитков АУК</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- без повреждений самих поверхностей и тяг управления ими;</li> <li>- плотность прилегания интерцепторов и щитков АУК</li> </ul>
4	<b>ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- топливная система;</li> <li>- противопожарное оборудование;</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- герметичность топливной системы, т.е. отсутствие подтекания топлива в местах размещения топливных баков, топливных агрегатов и трубопроводов топливной системы;</li> <li>-надежное закрытие пробок заливных горловин топливных баков;</li> <li>-отстой топлива слит и проверен (по докладу бортового техника);</li> <li>- проверить давление в огнетушителях, расположенных в гондолах двигателей, которое должно быть не менее <b>100 кгс/см<sup>2</sup></b>, при температуре</li> </ul>

1	2	3	4
		<ul style="list-style-type: none"> <li>- система кондиционирования воздуха;</li> <li>- ПОС планера и воздухозаборников двигателей</li> </ul>	<p>окружающей среды от <b>-10°C</b> до <b>+30°C</b>;</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- чистоту отверстий в распылительных коллекторах;</li> <li>- наличие огнетушителей в грузовой кабине;</li> <li>- проверить чистоту и отсутствие посторонних предметов в воздухозаборниках СКВ;</li> <li>- плотность закрытия заслонки воздухозаборника СКВ;</li> <li>- отсутствие повреждений протекторов крыла и хвостового оперения;</li> <li>- плотность прилегания створки ПОС воздухозаборников двигателей</li> </ul>
5	<b>СИЛОВАЯ УСТАНОВКА</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- воздушный винт левый (правый);</li> <li>-двигатель М-601Е левый (правый)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- отсутствие повреждений лопастей, обтекателей, а также обогревательных элементов ПОС передних кромок лопастей;</li> <li>- отсутствие следов масла на лопастях воздушного винта и его обтекателе;</li> <li>- плотность и надежность закрытия капотов гондол двигателей;</li> <li>- отсутствие подтекания топлива и масла по капотам гондол двигателей;</li> <li>- убедиться в достаточном количестве масла в маслобаках двигателей и надежном закрытии пробок заливных горловин (по докладу бортового техника);</li> <li>- проверить давление в системе наддува по манометру МА-4 в левой гондole двигателя, которое должно быть не менее <b>0,5 кгс/см<sup>2</sup></b></li> </ul>

### 15.4.2. Осмотр внутри самолета.

При осмотре грузовой (пассажирской) кабины проверить:

- количество, правильность размещения и надежность крепления грузов (размещение пассажиров);
- давление в блоках кислородного питания (пилотских) и маски с микрофонами;
- исправность высотомеров.

При осмотре кабины экипажа убедиться что:

- в кабине отсутствуют посторонние предметы;
- стеклоочистители и щетки исправны;
- штурвалы и кнопки на нем не имеют внешних повреждений;
- кран переключения внешнего давления в положении **1**;
- кран переключения аварийного статического давления в положении **ЗАКРЫТО**;
- рычаги управления **СКВ** в закрытом положении (вниз);
- рычаг управления **ШАССИ** в положении выпущено и наличие на нем контровки;
- рычаг управления колесом передней опоры шасси в нейтральном положении;
- переключатель управления колесом передней опоры шасси в нейтральном положении (выключено);
- проверить правильность отклонения органов управления (проверку выполнить командиру экипажа совместно с правым летчиком);
- проверить панели приборных досок, состояние оборудования и приборов;
- проверить комплектность бортовой документации;
- подогнать пилотское кресло;
- застегнуть привязные ремни;
- затормозить стояночный тормоз;
- доложить РП о готовности к запуску.

### 15.4.3. Буксировка самолета

Буксировка самолета тягачом производится при помощи буксировочного приспособления, в передней части которого находится пружинный демпфер для предохранения от ударов. Водило (труба) буксировочного приспособления соединено с узлом подвески при помощи двух предохранительных штырей. Материал штырей выбран так, чтобы при чрезмерной перегрузке в прямом направлении

сломается передний штырь, а при чрезмерной боковой перегрузке сломается задний штырь.

При буксировке самолета необходимо соблюдать следующие требования:

1. В кабине самолета должен находиться летчик или борттехник, ознакомленный с управлением тормозами самолета.

2. Блокировочное приспособление системы управления должно быть снято.

3. Управление передним колесом в кабине должно быть выключено.

4. В гидроаккумуляторе тормозов должно быть давление не менее **100 кгс/см<sup>2</sup>**, если этого давления не достаточно, то буксировка разрешается, но в аварийной обстановке необходимо использовать стояночный тормоз.

5. Максимальный угол поворота переднего колеса при буксировке тягачом не должен превышать угол **25°**, при ручной буксировке **30°**.

6. Перед подачей команды водителю тягача перед буксировкой убедиться, что снят стояночный тормоз и закрыты все двери самолета.

7. При буксировке самолета водитель тягача не должен допускать резких движений руля, поворотов и резкого торможения.

8. При буксировке самолета при плохой видимости или ночью необходимо включить АНО.

9. Буксировка тягачом самолета хвостом вперед **ЗАПРЕЩЕНА!**

При передвижении самолета при выезде из ангара, применяется ручное водило, которое существенно легче, чем буксировочное приспособление для буксировки самолета. Водило крепится при помощи штыря в отверстие плеча подвески рычага переднего колеса шасси.

### **15.5. Проверка систем самолета и двигателя, при подготовке к выруливанию и рулению**

Перед выруливанием командир экипажа обязан:

1. Установить регулируемый упор взлетного режима согласно графику.

2. Выпустить закрылки на **18°**.

3. **ПРОВЕРИТЬ:**

- давление в гидроаккумуляторах тормозов, **ПРОТИВОЮЗ** – включен;

- готовность **ИНТЕРЦЕПТОРОВ, АУК, АВТОФЛЮГЕР;**
- установку управления передним колесом **РУЧНОЕ;**
- установку триммера РВ в зависимости от массы и центровки (табл. 15.2):

Таблица 15.2

Центровка, САХ, %	Масса	Деления указателя положения триммера в КАБР
18	4600	8
20	5000	8
24-28	независимо от массы	нейтрально

- балансировочное положение триммера РН и нейтральное положение триммера элеронов;
- готовность и работоспособность резервного авиагоризонта;

Помощник командира экипажа обязан:

- убедиться что главный выключатель ПОС планера находится в положении **ВЫКЛ.**;
- проверить закрытие входной двери – по сигнализации;
- по команде командира экипажа растормозить стояночный тормоз.

На рулении:

На рулении сравнить частоту вращения воздушных винтов на режиме малого газа. Эта разность при отсутствии бокового ветра не должна превышать одно деление (**500об/мин.**) по указателям оборотов воздушных винтов.

Скорость руления определяет командир экипажа в зависимости от состояния рулежной дорожки, наличия препятствий и условий видимости:

- не более **5 км/час.** на разворотах;
- не более **20 км/час.** на прямом участке РД с искусственным покрытием;
- не более **10 км/ч** с грунтовым покрытием.

В процессе руления **ПРОВЕРИТЬ:**

- работу тормозов и систему антиюза;
- реверс двигателей (если он будет применяться в предстоящих полетах или по указанию командира);
- исправность указателей поворота;
- работоспособность системы управления поворотом передней опорой шасси в режимах **РУЧНОЕ** и **НОЖНОЕ.**



## ЛИТЕРАТУРА

1. Руководство по технической эксплуатации самолета Л-410 УВП-Э (книги 1 – 11).
2. Руководство по летной эксплуатации самолета Л-410 УВП-Э (книги 1 – 2).
3. Ковалев А.И. Самолет Л-410 УВП. Конструкция и эксплуатация. М. Транспорт, 1988 г.
4. Основы конструкции самолетов. Под редакцией К. Д. Туркина. М. Воениздат, 1974 г.
5. К. Д. Туркин, Р. И. Виноградов, М. В. Мышкин, В. А. Тихонов. Конструкция летательных аппаратов. Части I, II. Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского.
6. В. С. Марусенко. Авиационный газотурбинный двигатель М-601Е. БВВАУЛ, 1990 г.
7. В. С. Марусенко, Н. М. Маланин. Самолет Л-410 УВП-Э. Часть I. БВВАУЛ, 1992 г.
8. В. С. Марусенко, Н. М. Маланин. Самолет Л-410 УВП-Э. Часть II. БВВАУЛ, 1993 г.
9. В. М. Шатух. Энергетические системы самолетов. БВВАУЛ, 2003 г.
10. Единый регламент технической эксплуатации самолета Л-410 УВП-Э.
11. И. Н. Шишков, В. В. Белов. Авиационные горюче-смазочные материалы и специальные жидкости. М. Транспорт, 1979 г.
12. П. Т. Коломыцев, Ю. М. Майзель, К. П. Ромадин, Н. И. Сысков. Авиационное материаловедение. М. Воениздат, 1971 г.

# ОГЛАВЛЕНИЕ

<b>Введение.....</b>	<b>1</b>
----------------------	----------

## **ГЛАВА 1.    ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ САМОЛЕТА**

1.1	Назначение и основные данные самолета.....	
1.1.1	Назначение самолета.....	
1.1.2	Основные данные самолета.....	
1.1.3	Ресурсы и сроки службы самолета и двигателя.....	
1.2	Эксплуатационные ограничения и их анализ.....	
1.3	Функциональные обязанности командира и помощника командира экипажа.....	1
1.3.1	Обязанности командира экипажа.....	1
1.3.2	Обязанности помощника командира экипажа.....	1

## **ГЛАВА 2.    ПЛАНЕР И КАБИНЫ САМОЛЕТА ..... 1**

2.1	Общая характеристика, силовая схема и устройство частей планера.....	1
2.1.1	Общая характеристика планера самолета.....	1
2.1.2	Силовая схема и устройство фюзеляжа.....	1
2.1.3	Силовая схема, устройство крыла и гондол двигателей...	1
2.1.4	Силовая схема и устройство хвостового оперения.....	2
2.2	Кабины самолета и их оборудование.....	2
2.2.1	Устройство кабин самолета.....	2
2.2.2	Бытовое оборудование кабины экипажа.....	2
2.2.3	Бытовое оборудование грузовой кабины.....	2
2.3	Устройство дверей.....	2
2.4	Устройство и работа системы управления стеклоочистителями.....	2
2.5	Эксплуатация планера и оборудования кабин.....	2
2.5.1	Предполетный осмотр планера.....	2
2.5.2	Возможные неисправности планера.....	2
2.5.3	Эксплуатация систем управления дверями и стеклоочистителями.....	3
2.5.4	Эксплуатация бытового оборудования кабин.....	3

## **ГЛАВА 3. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ.....**

- 3.1 Общая характеристика и основные данные гидросистемы.....
- 3.1.1 Основные данные гидросистемы.....
- 3.2 Сеть источников давления (СИД) гидросистемы: устройство, органы управления, индикации, сигнализации, работа.....
- 3.2.1 Основная гидросистема.....
- 3.2.2 Система наддува гидробака.....
- 3.2.3 Аварийная гидросистема.....
- 3.3 Эксплуатация гидросистемы.....
- 3.3.1 Внешний осмотр.....
- 3.3.2 Подготовка кабины, проверка работоспособности и управления.....
- 3.4 Действия экипажа при отказах и неисправностях гидросистемы в полете.....
- 3.4.1 Отказ основной гидросистемы в полете (негерметичность основной гидросистемы).....
- 3.4.2 Повышение температуры АМГ-10 выше допустимой ( $85^{+5^{\circ}}$ ).....
- 3.4.3 Отказ регулятора давления гидронасоса.....
- 3.4.4 Попадание воздушной пробки на вход в гидронасос.....

## **ГЛАВА 4. ШАССИ И ЕГО СИСТЕМЫ.....**

- 4.1 Общая характеристика и основные данные.....
- 4.1.1 Общая характеристика.....
- 4.1.2 Основные данные шасси.....
- 4.2 Устройство и работа основной опоры шасси.....
- 4.3 Устройство и работа передней опоры шасси.....
- 4.4 Система уборки и выпуска шасси.....
- 4.4.1 Устройство и размещение агрегатов.....
- 4.4.2 Органы управления, индикации и сигнализации.....
- 4.4.3 Работа системы уборки и выпуска шасси.....
- 4.5 Система торможения колес шасси.....
- 4.5.1 Устройство и размещение агрегатов.....
- 4.5.2 Органы управления, индикации и сигнализации.....
- 4.5.3 Работа системы торможения колес шасси.....
- 4.6 Система поворота колеса передней опоры шасси.....

- 4.6.1 Устройство и размещение агрегатов.....
- 4.6.2 Органы управления, индикации и сигнализации.....
- 4.6.3 Работа системы поворота колеса передней опоры шасси
- 4.7 Эксплуатация шасси и его систем.....
- 4.7.1 Внешний осмотр.....
- 4.7.2 Подготовка кабины, проверка работоспособности и управление системами шасси.....
- 4.8 Действия экипажа при отказах и неисправностях шасси и его систем в полете.....
- 4.8.1 Повышенное давление зарядки газовой камеры амортизатора.....
- 4.8.2 Пониженное давление зарядки газовой камеры амортизатора.....
- 4.8.3 Повышенное или пониженное давление воздуха в пневматиках.....
- 4.8.4 Отказ концевого выключателя блокировки уборки шасси на земле (не срабатывает после отрыва носового колеса от ВПП).....
- 4.8.5 Непостановка (одной, двух или трех) опор шасси на замки убранного положения.....
- 4.8.6 Непостановка (одной, двух или трех) опор шасси на замки выпущенного положения.....
- 4.8.7 Отказ системы основного торможения.....
- 4.8.8 Отказ противоюзного устройства одного тормоза на пробеге.....
- 4.8.9 Срабатывание противоюзного устройства в момент затормаживания колес перед уборкой шасси.....
- 4.8.10 Частичное затормаживание одного колеса на разбеге...
- 4.8.11 Отказ рулежного и взлетно-посадочного управления поворотом колеса носовой опоры шасси.....
- 4.8.12 Попадание воздушной пробки в гидроусилитель (бустер).....

## **ГЛАВА 5. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ .....**

- 5.1. Общая характеристика и основные данные систем.....
  - 5.1.1 Общая характеристика.....
  - 5.1.2 Основные данные систем управления.....
- 5.2 Системы управления рулями и элеронами: устройство органов управления, индикации, сигнализации, работа..
  - 5.2.1 Система продольного управления.....
  - 5.2.2 Система поперечного управления.....
  - 5.2.3 Система путевого управления.....
  - 5.2.4 Органы управления, индикация и сигнализация систем управления.....
- 5.3 Системы управления механизацией крыла: устройство, органы управления, индикации, сигнализации, работа...
  - 5.3.1 Система управления закрылками.....
  - 5.3.2 Система управления щитками АУК.....
  - 5.3.3 Система управления интерцепторами.....
- 5.4 Эксплуатация систем управления самолетом.....
  - 5.4.1 Внешний осмотр.....
  - 5.4.2 Подготовка кабины, проверка работоспособности перед полетом, управление в полете.....
- 5.5 Действия экипажа при отказах и неисправностях систем управления в полете.....
  - 5.5.1 Самопроизвольный увод триммера элерона в крайнее положение.....
  - 5.5.2 Отказ указателя триммера РН.....
  - 5.5.3 Самопроизвольный выпуск закрылков на 18° в полете...
  - 5.5.4 Неуборка закрылков (после взлета).....
  - 5.5.5 Невыпуск закрылков на 18°.....
  - 5.5.6 Невыпуск закрылков с 18° на 42°.....
  - 5.5.7 Самопроизвольная уборка закрылков с 18° на 0° при заходе на посадку.....
  - 5.5.8 Самопроизвольный выпуск щитка АУК (на взлете).....

## **ГЛАВА 6. ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ.....**

- 6.1 Общая характеристика и основные данные топливной системы.....
  - 6.1.1 Общая характеристика.....
  - 6.1.2 Основные данные.....
  - 6.1.3 Устройство и размещение агрегатов.....

6.1.4	Органы управления, индикации и сигнализации.....
6.1.5	Работа топливной системы самолета.....
6.2	Эксплуатация топливной системы.....
6.2.1	Внешний осмотр.....
6.2.2	Подготовка кабины, проверка работоспособности топливной системы и управление.....
6.3	Действия экипажа при возникновении отказов и неисправностей топливной системы.....
6.3.1	Отказ подкачивающего топливного насоса.....
6.3.2	Засорение топливного фильтра.....
6.3.3	Отказ автоматики перекачки топлива из концевого бака.
6.3.4	Отказ сигнализации минимального остатка топлива одной группы баков.....
6.3.5	Утечка топлива в полете.....
6.3.6	Отказ топливомера концевого бака.....
6.3.7	Отказ топливного насоса высокого давления.....
6.3.8	Отказ указателя давления на входе в двигатель.....
6.4	Общая характеристика и основные данные противопожарного оборудования.....
6.4.1	Общая характеристика.....
6.4.2	Основные данные противопожарного оборудования.....
6.5	Противопожарная система гондол двигателей.....
6.5.1	Устройство и размещение агрегатов.....
6.5.2	Органы управления, индикации и сигнализации.....
6.5.3	Работа противопожарной системы гондол двигателей....
6.6	Противопожарная система переднего багажника.....
6.6.1	Устройство и размещение агрегатов.....
6.6.2	Органы управления, индикации и сигнализации.....
6.6.3	Работа противопожарной системы переднего багажника
6.7	Переносные огнетушители.....
6.8	Конструктивная защита.....
6.9	Эксплуатация противопожарного оборудования.....
6.9.1	Внешний осмотр.....
6.9.2	Подготовка кабины, проверка работоспособности и управление.....
6.10	Действия экипажа в полете при ликвидации пожара на самолете.....
6.10.1	При возникновении пожара в гондоле двигателя.....
6.10.2	При возникновении пожара в переднем багажнике.....
6.10.3	При возникновении пожара в кабине самолета.....



6.11	Возможные неисправности и действия экипажа.....
6.11.1	Отказ сигнализации о пожаре в гондолах двигателей.....
6.11.2	Отказ сигнализации о пожаре в переднем багажнике.....
6.12	Общая характеристика и основные данные системы кондиционирования воздуха (СКВ).....
6.12.1	Общая характеристика.....
6.12.2	Основные данные.....
6.12.3	Устройство и размещение агрегатов.....
6.12.4	Органы управления и индикации.....
6.12.5	Работа системы кондиционирования воздуха.....
6.12.6	Система индивидуальной вентиляции.....
6.13	Эксплуатация системы кондиционирования воздуха (СКВ).....
6.13.1	Внешний осмотр.....
6.13.2	Подготовка кабины, проверка работоспособности и управление.....
6.14	Действия экипажа при отказах и неисправностях СКВ в полете.....
6.14.1	Чрезмерный износ уплотняющих поверхностей заслонки крана отбора горячего воздуха в СКВ или заклинивание заслонки в открытом положении.....
6.14.2	Заслонка крана отбора горячего воздуха в СКВ открывается не полностью.....
6.14.3	Заедание заслонки крана отбора горячего воздуха в СКВ или проводки управления заслонкой.....
6.15	Система впрыска воды: устройство и работа.....
6.15.1	Эксплуатация системы впрыска воды.....
6.16	Общая характеристика и основные данные противообледенительных систем (ПОС).....
6.16.1	Общая характеристика.....
6.16.2	Основные данные.....
6.16.3	Противообледенительная система планера.....
6.16.4	Устройство и размещение агрегатов.....
6.16.5	Органы управления, индикации и сигнализации.....
6.16.6	Работа противообледенительной системы планера.....

6.17	Противообледенительная система (ПОС) воздухозаборников двигателей.....	149
6.17.1	Устройство и размещение агрегатов.....	149
6.17.2	Органы управления, индикации и сигнализации.....	150
6.17.3	Работа противообледенительной системы воздухозаборников двигателя.....	150
6.18	Эксплуатация противообледенительных систем.....	151
6.18.1	Эксплуатация ПОС крыла и хвостового оперения.....	151
6.18.2	Эксплуатация ПОС воздухозаборников двигателей.....	152
6.19	Эксплуатация системы при отказах и неисправностях...	153
6.19.1	Перегорание сигнальных ламп контроля наполнения секции А,В,С.....	153
6.19.2	Отказ реле времени.....	153
6.19.3	Полный отказ ПОС планера.....	154
6.19.4	Отказ одной секции ПОС планера.....	154
6.19.5	Отказ (или снижение эффективности) ПОС воздухозаборника двигателя.....	155
<b>ГЛАВА 7.</b>	<b>СИЛОВАЯ УСТАНОВКА И ЕЁ СИСТЕМЫ...</b>	156
7.1	Общая характеристика силовой установки и устройство её функциональных модулей.....	156
7.1.1	Общая характеристика силовой установки.....	156
7.1.2	Устройство функциональных модулей силовой установки.....	157
7.2	Основные данные, режимы работы и эксплуатационные ограничения двигателя М-601Е.....	158
7.2.1	Основные данные.....	158
7.2.2	Основные режимы работы.....	159
7.2.3	Эксплуатационные ограничения.....	162
7.3	Программы управления и характеристики двигателя М-601Е.....	165
7.3.1	Программы управления.....	165
7.3.2	Характеристики.....	167
<b>ГЛАВА 8.</b>	<b>СИСТЕМА СМАЗКИ И СУФЛИРОВАНИЯ...</b>	173
8.1.	Общая характеристика и основные данные.....	173
8.2	Устройство и размещение агрегатов.....	175
8.3	Органы управления индикации и сигнализации.....	176
8.4	Работа масляной системы.....	177
8.5	Эксплуатация масляной системы.....	178
8.5.1	Внешний осмотр.....	178

8.5.2	Подготовка кабины, проверка работоспособности, управление.....	178
8.6.	Действия экипажа при отказах и неисправностях в масляной системе.....	179
8.6.1	Падение давления масла ниже 1,2 кгс/см <sup>2</sup> .....	179
8.6.2	Стружка в масле.....	179
 <b>ГЛАВА 9. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯМИ: УСТРОЙСТВО И РАБОТА</b>		
9.1	Устройство и размещение агрегатов.....	181
9.2	Работа.....	181
 <b>ГЛАВА 10. СИСТЕМА ТОПЛИВОПИТАНИЯ И СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ (САУ) ПОДАЧЕЙ ТОПЛИВА.....</b>		
10.1	Устройство и размещение агрегатов.....	184
10.2	Органы управления и индикации.....	185
10.3	Работа топливной системы.....	186
10.4	Работа САУ подачей топлива.....	186
10.5	Эксплуатация топливной системы и САУ подачей топлива.....	189
10.5.1	Внешний осмотр.....	189
10.5.2	Подготовка кабины, проверка работоспособности, управление.....	189
10.6	Действия экипажа при отказах и неисправностях.....	190
10.6.1	Отказ подкачивающего топливного насоса.....	190
10.6.2	Засорение топливного фильтра.....	191
10.6.3	Падение давления топлива.....	191
10.6.4	Отказ системы автоматического управления подачей топлива.....	192
 <b>ГЛАВА 11. ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ В-510В.....</b>		
11.1	Общая характеристика.....	193
11.2	Основные данные воздушного винта.....	194
11.3	Устройство системы управления воздушного винта.....	195
11.4	Система автоматического управления (α-управление)...	197
11.5	Система ручного управления (β - управление).....	198
11.6	Система автоматического флюгирования.....	199
11.7	Система ручного флюгирования.....	201

11.8	Система аварийного и контрольного флюгирования.....	201
11.9	Система защиты двигателя от раскрутки воздушного винта.....	202
<b>ГЛАВА 12. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНОГО ВИНТА.....</b>		<b>203</b>
12.1	Внешний осмотр.....	203
12.2	Подготовка кабины, проверка работоспособности, управление.....	203
12.3	Действия экипажа при отказах и неисправностях.....	205
12.3.1	Отказ систем флюгирования воздушного винта.....	205
12.3.2	Отказ системы управления реверса одного двигателя....	206
12.3.3	Отказ системы управления реверса двух двигателей.....	207
<b>ГЛАВА 13. ПУСКОВАЯ СИСТЕМА.....</b>		<b>208</b>
13.1	Устройство и размещение агрегатов.....	208
13.2	Органы управления и сигнализация.....	208
13.3	Работа.....	209
13.4	Эксплуатация пусковой системы.....	210
13.5	Подготовка к запуску двигателей.....	211
13.6	Запуск, холодная прокрутка и опробование двигателя...	213
13.6.1	Запуск двигателя.....	214
13.6.2	Холодная прокрутка.....	217
13.6.3	Опробование двигателя.....	218
13.6.4	Эксплуатация силовой установки на рулении и в полете	224
<b>ГЛАВА 14. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗАХ И НЕИСПРАВНОСТЯХ ДВИГАТЕЛЯ И ЕГО СИСТЕМ В ПОЛЕТЕ.....</b>		<b>230</b>
14.1	Основные признаки отказа двигателя в полете.....	230
14.2	Порядок применения ручного управления газогенератора (аварийного контура).....	231
14.3	Порядок выключения отказавшего двигателя.....	232
14.4	Порядок установки чрезвычайного режима (ЧР).....	232
14.5	Отказ двигателя на взлете.....	233
14.6	Отказ двигателя в наборе высоты.....	235
14.7	Отказ двигателя в крейсерском полете.....	237
14.8	Отказ двигателя на предпосадочном снижении и при заходе на посадку.....	238
14.9	Отказ двигателя во время ухода на второй круг.....	240
14.10	Действия экипажа при самопроизвольном повышении $M_{кр}$ .....	241

14.10.1	Самопроизвольное повышение $M_{кр}$ (выше 106%) на взлете или уходе на второй круг.....	241
14.10.2	Самопроизвольное повышение $M_{кр}$ при заходе на посадку и посадке.....	242
14.10.3	Самопроизвольное повышение $M_{кр}$ в наборе высоты, горизонтальном полете и при снижении.....	242
14.11	Ложное срабатывание ЦЭБО.....	242
14.11.1	Ложное срабатывание ЦЭБО при полетах на высотах ниже 700 м (включен I уровень готовности ЦЭБО).....	243
14.11.2	Ложное срабатывание ЦЭБО при полете на высотах выше 700 м (включен II уровень готовности ЦЭБО).....	244
14.12	Помпаж двигателя.....	244
<b>ГЛАВА 15.</b>	<b>ПОДГОТОВКА САМОЛЕТА К ПОЛЕТУ.....</b>	<b>246</b>
15.1	Общие обязанности летчика при подготовке самолета к полету.....	246
15.2	Меры безопасности при работе на самолете.....	246
15.3	Заправка самолета ГСМ и сжатыми газами.....	248
15.3.1	Заправка самолета топливом.....	248
15.3.2	Заправка гидравлической системы.....	249
15.3.3	Заправка маслосистемы двигателя.....	249
15.3.4.	Зарядка пневматиков колес шасси сжатым воздухом.....	250
15.4.	Предполетный осмотр самолета буксировка самолета...	250
15.4.1	Предполетный осмотр самолета.....	250
15.4.2	Осмотр внутри самолета.....	254
15.4.3	Буксировка самолета.....	254
15.5	Проверка систем самолета и двигателя, при подготовке к выруливанию и рулению.....	255
	ЛИТЕРАТУРА.....	257
	ОГЛАВЛЕНИЕ.....	258

Учебное издание

**Шатух Владимир Михайлович**  
**Пигин Сергей Васильевич**

**КОНСТРУКЦИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ  
САМОЛЕТА Л-410 УВП-Э С ДВИГАТЕЛЯМИ М-601Е**

Учебное пособие

Редактор *Ю.С. Карчевский*  
Технический редактор *Л.В. Замураева*  
Компьютерная верстка :  
*Л.Г.Неизвестная, Л.А.Лучинина, Т.В.Прусова*

Сдано в набор 1.06.06. Подписано в печать 24.05.06  
Формат 60х84/16. Бумага типографская. Усл. печ. л. 16,7  
Уч.-изд. л. 17,5. Тираж 100 экз. Бесплатно.  
Изд. № . Заказ № .

Редакционно-издательский отдел КВВАУЛ,  
типография в/ч 44606,  
412303, Балашов-3, в/ч 44606