

**МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

**Кафедра технической эксплуатации летательных аппаратов и
авиационных двигателей**

П.Д. Жильцов

ВВЕДЕНИЕ В СПЕЦИАЛЬНОСТЬ

**ПОСОБИЕ
по выполнению практических занятий**

Часть III

*для студентов 1 курса
специальности 160901
дневного обучения*

Москва - 2007

ББК 052 - 082

Ж 72

Рецензент д-р техн. наук, проф. О.Ф. Машошин

Жильцов П.Д.

Ж 72 Введение в специальность: Пособие по выполнению практических занятий. Часть III.– М.: МГТУ ГА, 2007. – 44 с.

Данное пособие издается в соответствии с рабочей программой учебной дисциплины «Введение в специальность» по Учебному плану для студентов I курса специальности 160901 дневного обучения, утвержденному в 2001 г.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 29.05.07г. и методического совета 24.04.07г.

**Методические указания по проведению практических занятий на
тему
«Управление самолётом»**

1. Цель работы

- 1.1. Закрепление студентами знаний по темам программы лекционного курса, предусматривающим изучение управления самолётом и его элементами.
- 1.2. Изучение особенностей управления самолётом и его элементами.

2. Содержание занятий

- 2.1. Контроль готовности студентов к занятиям.
- 2.2. Сведения о схемах управления отдельными системами самолёта.
- 2.3. Основные схемы управления системами самолёта.
- 2.4. Конструктивные особенности системы управления самолётом.
- 2.5. Характерные отказы системы управления самолётом.
- 2.6. Основные работы по техническому обслуживанию систем управления самолётом.
- 2.7. Опрос студентов.

3. Система управления самолётом

3.1. Общие сведения

В качестве объекта для изучения основ управления самолёта выбрана система самолёта Ил-86.

Основное управление самолёта обеспечивает управление движением и балансировку самолёта.

Система управления самолётом включает в себя:

1. Систему управления по тангажу (управление рулём высоты - РВ).
2. Систему управления по курсу (управление рулём направления - РН).
3. Систему управления по крену (управление элеронами и гасителями подъёмной силы).
4. Систему управления средствами механизации крыла (закрылками, предкрылками и тормозными щитками).

Система управления самолёта Ил-86 имеет следующие особенности:

5. Управление рулями осуществляется постоянно включёнными рулевыми приводами (гидроусилителями). Как следствие, нагрузку на колонках, педалях, штурвалах приходится создавать искусственно с помощью пружинных загружателей. Эта нагрузка может быть уменьшена за счёт триммерного эффекта.

6. В проводку управления рулевыми приводами РН и элеронами включены рулевые агрегаты РА72 системы устойчивости, осуществляющие демпфирование колебаний самолёта.
7. В проводку управления рулевыми приводами всех трёх каналов включены рулевые машины, обеспечивающие автоматическое управление самолётом.
8. Достигнута высокая надёжность системы управления за счет дублирования проводки управления рулём высоты (РВ) и элеронами и возможности расцепления дублирующей проводки, а также других мер.

Проводка управления РВ, РН, элеронами выполнена с использованием тяг. Часть проводки управления гасителями подъёмной силы тросовая, на начальном и на конечном участках — тяговая. Тросы имеются также в штурвальных колонках и в механизмах подсоединения рулевых машин к основной тяговой проводке. Тяги выполнены из сплава алюминия, трубчатые, концы тяг обжаты, и в них ввинчиваются резьбовые наконечники. Наконечники тяг не должны выходить за пределы контрольных отверстий в тяге. Не допускается касание тяг и качалок о детали каркаса. Тяги проходят в роликовых направляющих. Зазор между верхним роликом и тягой, когда тяга прижата к нижним роликам, должен составлять 0,1...0,5 мм. Он регулируется поворотом эксцентриковой втулки. Допуск на износ тяги составляет 0,2 мм. Тяги РВ маркируются тремя черными кольцами, РН — двумя, элеронов — одним. Некоторые тяги универсальны и могут использоваться во всех проводках.

3.2. Основные характеристики системы управления

Элероны

Угол отклонения элеронов при $K_{ш}$ макс	$\pm 22^\circ$
Угол отклонения элеронов при $K_{ш}$ мин	$\pm 11^\circ$
Диапазон триммирования при $K_{ш}$ макс	$\pm 10^\circ$
Угол отклонения от РА-72 при $K_{ш}$ макс	$\pm 5^\circ$
Максимальный угол поворота штурвала	$\pm 69^\circ$

Руль направления

Угол отклонения при $K_{ш}$ макс	$\pm 27^\circ$
Угол отклонения при $K_{ш}$ мин	$\pm 5^\circ 30'$
Угол отклонения, при котором появляется" скачок усилий на педалях на скорости более 325 км/ч	$\pm 17^\circ$
Диапазон триммирования при $K_{ш}$ макс	$\pm 15^\circ$
Угол отклонения от РА-72 при $K_{ш}$ макс	$\pm 9^\circ$
«Ножницы» между кромками отклоненных на 27° секций	менее 20 мм.

*Руль высоты*Угол отклонения при K_w макс:

вверх	-25°
вниз	$+15^\circ 30'$

Угол отклонения при K_w мин: "

вверх	-11°
вниз	$+7^\circ 30'$

Диапазон триммирования при K_w макс
«Ножницы» между кромками отклоненных на 25°
секций

не более 10 мм

Ход штурвалов на самолетах до бортового № 86076

на себя	(223 ± 8) мм
от себя	130 ± 5) мм

*Стабилизатор*Диапазон углов отклонения $+2^\circ$ н — 12°

Время перемещения из одного в другое крайнее положение:

при управлении от переключателей на штурвалах, когда закрылки выпущены, или при резервном управлении	30 с
при управлении от переключателей на штурвалах, при убранном положении закрылок	60 с

Закрылки

Максимальный угол отклонения по указателю

 40° Нормальное время выпуска или уборки на 40°

35 с

Время выпуска или уборки на 40° при отказе одной из двух гидросистем

70 с

Предкрылки

Нормальные эксплуатационные положения

0, 25, 35°

Нормальное время выпуска или уборки на 35°

25 с

Время выпуска (уборки) при отказе одной

гидросистемы

50 с

Тормозные щитки

Максимальный угол отклонения

 58°

Время выпуска (уборки)

2 с

Гасители подъемной силы

Режим	Секции	Угол отклонения	
		на земле	в воздухе
Элеронный	1, 2, 3 левые	20°	22°
	1, 2, 3 правые	28°	22°
	4 левые и правые	20°	22°
Тормозной	1, 2, 3 левые	32°30'	38°*
Смешанный	1, 2, 3 правые	41°30'	38°

- В полете разрешается отклонять гасители подъемной силы не более чем на 20°.

3.3. Управление рулём высоты (РВ)

Управление и балансировка самолета по каналу тангажа осуществляются с помощью РВ и стабилизатора.

Каждая из четырех секций РВ отклоняется двумя совместно работающими приводами РП67. Управление золотниками РП67, а следовательно и РВ, осуществляется или от колонок штурвалов, или от САУ. Балансировка самолета по тангажу производится по принципу удержания РВ в положении, близком к нейтральному относительно стабилизатора. При отклонении РВ на углы более $\pm 2^\circ$ на время более 5с загорается светосигнальное табло-стрелка о необходимости переставить стабилизатор на пикирование или кабрирование.

Проводки от штурвальных колонок к РВ проложены по разным бортам и соединены между собой двумя механизмами расцепления (рис. 1.). При соединенных проводках управление может производиться от любой колонки. При необходимости проводки можно расцепить. После расцепления управление по тангажу осуществляется от колонки, имеющей исправную проводку, с помощью двух левых или двух правых секций РВ. Соединение проводок в полете не предусмотрено.

После расцепления проводок каждый загрузочный цилиндр остается подключенным к своей проводке, и загрузка на колонке будет в два раза меньше.

Подсоединение входных рычагов рулевых приводов каждой секции РВ производится через развязывающие цилиндры, которые обеспечивают работу второй секции в случае заклинивания проводки за цилиндром первой секции.

Проводки от качалок, находящихся на шп. № 101, идут по оси вращения стабилизатора, благодаря чему перемещение стабилизатора не вызывает перемещения проводки и отклонения РВ. При неподвижной колонке РВ отклоняется вместе со стабилизатором как единое целое. С другой стороны, каждому положению колонки соответствует определенное положение РВ относительно стабилизатора.

Рулевой привод РП67 является необратимым следящим усилительным механизмом с жесткой обратной связью. Он развивает усилие на штоке до 5800 кгс. При отсутствии давления на входе перепускные клапаны позволяют закольцевать полости силового цилиндра, и шток получает возможность перемещаться при приложении внешней силы. Поэтому второй рулевой привод может перемещать секцию руля, если первый привод откажет.

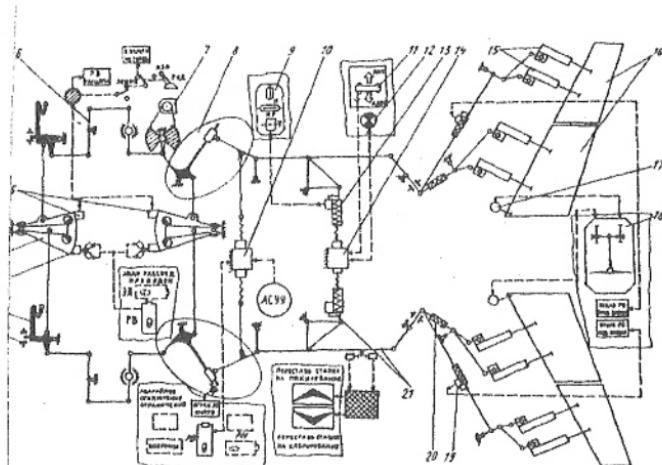


Рис. 1. Схема управления РВ:

- 1 — упоры;
- 2 — штурвальная колонка;
- 3 — пиромеханизм расцепления проводок;
- 4 — первый механизм расцепления;
- 5 — концевые выключатели;
- 6 — компенсационная качалка;
- 7 — рулевая машина;
- 8 — механизм изменения Кш;
- 9 — индикатор усилий;
- 10 — электромеханизм механизма изменения Кш;
- И — переключатель механизма триммерного эффекта;
- 12 — лампа сигнализации нейтрального положения МТЭ;
- 13 — загрузочный цилиндр с датчиком усилий;
- 14 — электромеханизм МТЭ;
- 15 — рулевые приводы;
- 16 — внутренняя и внешняя секции РВ;
- 17 — датчик положения РВ;
- 18 — индикатор положения ИП45Э;
- 19 — датчик усилий;
- 20 — развязывающий цилиндр;
- 21 — датчик положения РВ для системы триммирования.

3.4. Управление рулём направления (РН)

РН обеспечивает управление самолетом по курсу и путевую балансировку самолета. Управление РН осуществляется от двух пар педалей, связанных между собой и регулируемых по росту. Проводка от педалей проложена по правому борту фюзеляжа. Через гермовывод на шп. № 90 она выходит в негерметичную часть фюзеляжа, и в районе шп. № 92...94 к ней подсоединенны (рис.2); За механизмом изменения Кш проводка поднимается по заднему лонжерону киля вверх к золотникам рулевых приводов РП68 двух секций руля. Каждая секция отклоняется тремя совместно работающими приводами. В проводке управления, подходящей к каждой секции, установлены пружинные развязывающие цилиндры и центрирующие пружины. Центрирующие пружины должны установить золотники РП68 в нейтральное положение в случае обрыва проводки управления.

Рулевой привод РП68 по принципиальной схеме аналогичен РП67, но развиваемое им усилие меньше и составляет 3700... 4500 кгс.

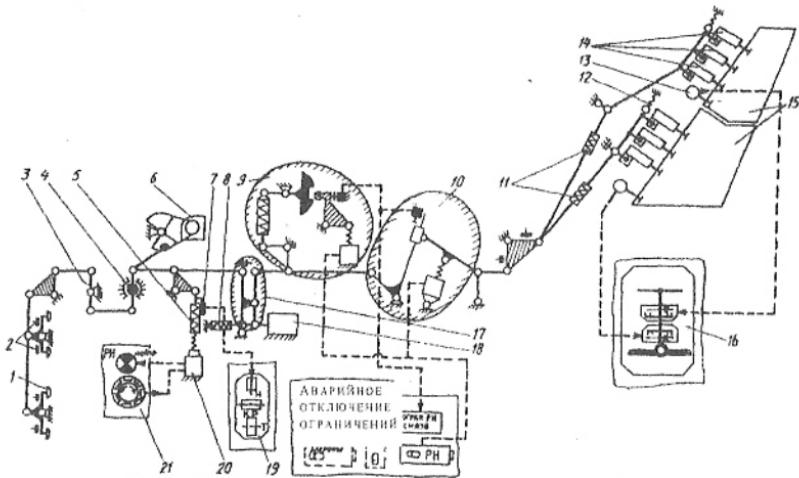


Рис. 2. Принципиальная схема управления РН:

- 1 — педали; 2 — упоры; 5 — компенсационная качалка;
- 4 — гермовывод; 5 — загрузочный цилиндр; 6 — рулевая машина; 7 — датчик усилий; 8 — центрирующий пружинный цилиндр; 9 — механизм ограничения угла отклонения РН; 10 — механизм изменения Кш; 11 — развязывающие пружинные цилиндры; 12 — центрирующая пружина;
- 13 — датчик положения ДС10; 14 — рулевые приводы; 15 — верхняя и нижняя секции РН; 16 — ИП45Э; 17 — дифференциальная качалка; 18 — рулевой агрегат РА72; 19 — индикатор усилий ИНЗ-2Б; 20 — электромеханизм механизма триммерного эффекта; 21 — панель управления механизмом триммерного эффекта РН

3.5. Управление элеронами

С помощью элеронов и гасителей подъемной силы обеспечиваются управление самолетом по крену и его боковая (поперечная) балансировка.

Управление элеронами осуществляется от штурвалов (рис. 3). Каждый элерон отклоняется тремя совместно работающими приводами РП67. Левый штурвал

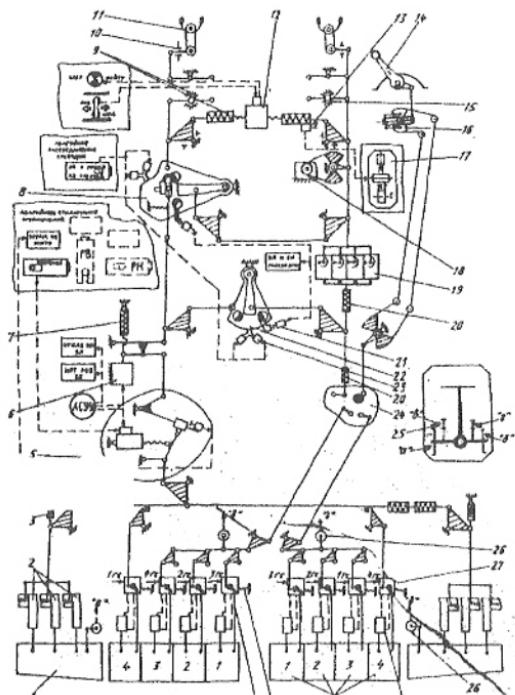


Рис. 3. Схема управления элеронами и гасителями подъемной силы:
 1 — элерон; 2 — рулевые приводы РП67; 3 — центрирующая пружина; 4 — развязывающие пружинные цилиндры; 5 — механизм изменения Кш; 6 — рулевой агрегат РА72; 7 — центрирующая пружина; 8 — первый механизм расцепления; 9 — загрузочный цилиндр; 10 — упоры; 11 — штурвал; 12 — электромеханизм механизма триммерного эффекта; 13 — датчик усилий; 14 — ручка управления гасителями подъемной силы; 15 — гермовывод; 16 — регулятор натяжения тросов; 17 — индикатор нагрузок ИИЗ-2Б; 18 — рулевая машина; 19 — вспомогательный рулевой привод РП69; 20 — развязывающий пружинный цилиндр; 21 — КВ сигнализации о расцеплении Проводок; 22 — второй механизм расцепления; 23 — пиропатроны механизма расцепления; 24 — смесительный механизм гасителей подъемной силы; 25 — ИП450; 26 — датчик положения ДС10; 27 — вынесенный золотниковый распределитель ТН-ЗОМР; 28 — гидроцилиндр гасителей подъемной силы ГЦ10Н; 29 — гасители подъемной силы; 30 — центрирующая пружина; 31 — тяга обратной связи

соединен проводкой с обоими элеронами и расположенными рядом с ними внешними секциями № 4 гасителями подъемной силы, которые работают только в элеронном режиме. Правый штурвал через смесительный механизм соединен с остальными шестью секциями гасителей подъемной силы, которые работают в элеронном, тормозном и смешанном режимах управления.

Проводки от правого и левого штурвалов проложены по разным бортам и соединены между собой двумя механизмами расцепления, установленными на шп. № 50. Механизмы расцепляют проводки при включении переключателя «ЭЛЕР И СПОЙЛЕРЫ АВАРИЙНОЕ РАССОЕДИНЕНИЕ», установленного на ЦПП под красным колпачком. Соединение расцепленных проводок в полете невозможно. Когда проводки соединены, управление может осуществляться от любого штурвала. При этом одновременно с элеронами отклоняются и все гасители подъемной силы, расположенные на полукрыле, где элерон поднимается вверх. Когда проводки расцеплены, левый штурвал остается связанным с обоими элеронами и двумя секциями № 4 гасителей подъемной силы, а правый — с остальными шестью секциями.

3.6. Управление гасителями подъемной силы

Гасители подъемной силы используются в качестве воздушных тормозов и для снижения подъемной силы в полете и на пробеге, а также в качестве органов поперечного управления, работающих совместно с элеронами.

Гасители подъемной силы состоят из восьми секций. Каждая секция отклоняется только вверх своим гидроцилиндром ГЦ10Н с вынесенным золотниковым распределителем МР 30-ТН. Они могут работать в элеронном, тормозном и смешанном режимах. В элеронном режиме все секции работают постоянно, причем две внешние секции № 4 работают только в элеронном режиме, отклоняясь вверх на том полукрыле, где элерон отклоняется вверх. Остальные секции работают во всех режимах: элеронном, тормозном и смешанном. Они соединены не с левым штурвалом, а со смесительным механизмом, к которому подходит проводка через РП69 от правого штурвала и непосредственно от ручки «СПОЙЛЕРЫ» (рис. 3.). Движение ручки через тягу передается на регулятор натяжения тросов, от которого идут два троса до сектора с гермовыводом в районе шп. № 50. От наружной качалки гермовывода до смесительного механизма идет тяга. Смесительный механизм установлен на заднем лонжероне центроплана и виден из левого отсека шасси. От двух выходных рычагов смесительного механизма в правое и левое полукрылья идет жесткая проводка к вынесенным золотникам гидроцилиндров. При обрыве проводки золотники устанавливаются на уборку гасителей подъемной силы.

3.7. Управление стабилизатором

Стабилизатор используется для балансировки самолета и вместе с РВ обеспечивает управление самолетом по тангажу.

Стабилизатор отклоняется винтовым механизмом, состоящим из ходового винта, верхнего и нижнего приводов и карданных подвесов (рис. 4.) Верхний и нижний приводы одинаковы. Каждый привод состоит из редуктора и гайки, заключенных в корпус, блока КВ и рулевого привода. Рулевой (силовой) привод — электрогидравлический, реверсивный, двухканальный механизм с двумя гидромоторами, которые работают на общий выходной вал. При отказе одного гидромотора частота вращения выходного вала уменьшается вдвое, но крутящий момент сохраняется. Верхний привод соединен со стабилизатором. При работе он перемещается по невращающемуся ходовому винту, меняя положение стабилизатора. Нижний привод соединен с силовым узлом фюзеляжа и при работе остается неподвижным, но перемещает поступательно ходовой винт, тем самым также меняя положение стабилизатора.

Управление стабилизатором осуществляется вручную или автоматически. Ручное управление производится с помощью спаренных нажимных переключателей «СТАБИЛИЗАТОР», установленных на внешних рукоятках обоих штурвалов, или ручкой «СТАБИЛИЗАТОР, РЕЗЕРВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ», расположенной на ЦПИ. Резервное управление используется при отказе управления от штурвалов или при отказе одной или нескольких гидросистем. Автоматическое управление стабилизатором осуществляет автомат перестановки стабилизатора (АПС), входящий в состав САУ, если будет включен канал тангажа автопилота.

Отклонение стабилизатора может производиться с двумя скоростями. При автоматическом управлении, а также при управлении от штурвалов, когда убранны закрылки, к управлению подключаются два гидромотора (один в верхнем, другой в нижнем приводах) и стабилизатор перемещается медленно, по $0,22^\circ$ в секунду. При управлении от штурвалов когда закрылки выпущены более чем на 5° , или при управлении от ручки резервного управления в работу включаются все четыре гидромотора и скорость перемещения увеличивается вдвое.

Перемещение стабилизатора сопровождается звонками в кабине экипажа. Между двумя звонками стабилизатор отклоняется на $0,5^\circ$. Сигналы на звонок поступают от системы сигнализации движения стабилизатора.

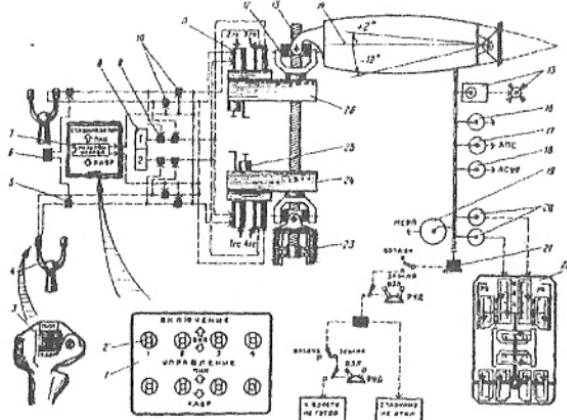


Рис. 4. Схема управления стабилизатором:

1 — панель под крышкой с рукояткой резервного управления; 2 — нажимной переключатель; 3 — спаренный нажимной переключатель; 4 — штурвал левого пилота; 5 — реле размыкающее цепь управления при уборке закрылков; 6 — КВ закрылков; 7 — рукоятка резервного управления; 8 — двухканальный АПС; 9 — реле для отключения АПС при управлении от переключателей на штурвалах; 10 — реле для отключения управления от штурвалов при переходе на резервное управление; 11 — гидромотор; 12 — карданный подвес; 13 — ходовой винт; 14 — кессон стабилизатора; 15 — блок КВ сигнализатора движения стабилизатора со звонком; 16 — датчик ДОР-2 для наземной отработки; 17 — датчик ДПС-5-1; 18 — датчик ДПС-5; 19 — потенциометр МУ616; 20 — датчики положения ДСИ; 21 — КВ; 22 — ИП45Э; 23 — ролики и направляющие; 24 — нижний привод; 25 — КВ крайних положений приводов; 26 — верхний привод.

3.8. Управление закрылками и предкрылками

Двухщелевые выдвижные закрылки состоят из двух внутренних и двух внешних секций, каждая из которых перемещается по трем рельсам с помощью двух шариковых винтовых механизмов. Винтовые механизмы приводятся в действие одной трансмиссией. Трансмиссия получает вращение от силового агрегата — рулевого привода РП-70-01, установленного в отсеке средней опоры.

В состав системы управления закрылками входят (рис. 5.):
 ручка управления закрылками и предкрылками;
 система перемещения закрылок СПЗ-4;
 переключатель резервного управления закрылками;
 трансмиссия с тормозами, инерционными демпферами, редукторами;
 восемь шариковых винтовых механизмов.

Закрылки и предкрылки в нормальных условиях управляются с помощью общей ручки. Это обеспечивает нужную последовательность выпуска и уборки закрылков и предкрылков:

предкрылки должны выпускаться раньше, чем закрылки, а убираться позже.

Закрылки могут быть установлены в любое положение от 0 до 40° с фиксацией ручки через каждые 5° первым фиксатором.

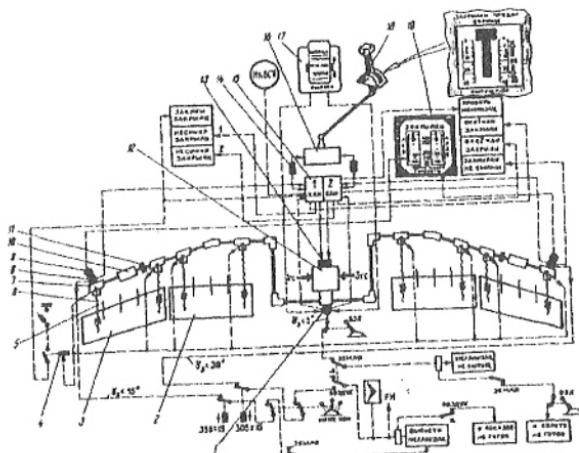


Рис. 5. Схема управления закрылками:

1-блок концевых выключателей МКВ-45; 2—внутренняя секция закрылков; 3-внешняя секция закрылков; 4 — реле муфт предельных нагрузок; 5-рельс закрылка; 6 - винтовой механизм, 7 – редуктор винтового механизма с муфтой предельных; 8 - концевых выключателей МКВ-41; 9 — датчик положения ДС-10; 10 – тормоз трансмиссии; 11 – инерционный демпфер; 12 – рулевой привод РП-70-01; 13 – блок концевых выключателей МКВ-42М; 14 реле отключения СПЗ-4 при резервном управлении; 15 – блок усиления и коммутации; 16 – задающий блок КВ; 17 – переключатель резервного управления; 18-ручка управления закрылками и предкрылками; 19 – указатель положения закрылок ИП-46

При этом следящая система СПЗ-4 отрабатывает заданный ручкой угол установки закрылков. Ручка дополнительно фиксируется в положениях 0(второй ноль), 15, 30, 40° вторым фиксатором. При переводе ручки с первого на второй ноль закрылки двигаться не будут, а предкрылки выпустятся на 25°.

Закрылки и предкрылки выпускаются в следующем порядке. При тягировании ручки с первого нуля предкрылки выпускаются на 25°, а закрылки на угол, на который установлена ручка.

При выпуске закрылков на угол более 35°, т. е. практически на 0°, предкрылки устанавливаются на угол 35°.

Левый и правый предкрылки состоят каждый из шести секций, одинаковых попарно. Они отклоняются 18 шариковыми винтовыми механизмами, приводимыми в действие трансмиссией. Крутящий момент трансмиссия получает от двухканального

электрогидравлического привода РП-71-01. Электрические и гидравлические части системы дублированы. При отказе одного канала второй обеспечивает перемещение предкрылков с вдвое меньшей скоростью.

Управление предкрылками и закрылками осуществляется общей ручкой, обеспечивающей установку предкрылков в одно из трех положений — 0, 25, 35°. В положение 25° предкрылки устанавливаются при отводе ручки от первого нуля (см. рис. 5.6). В положение 35° они устанавливаются при переводе ручки за отметку на шкале ручки 35°.

3.9. Управление тормозными щитками

Тормозные щитки используются только на пробеге или при прерванном взлете. Они имеют два крайних положения: убранное и выпущенное. Тормозные щитки включают четыре секции (рис. 6.). Каждая секция отклоняется только вверх на 58° своим гидроцилиндром ГЦ-20Н. В убранном положении шток гидроцилиндра фиксируется механическим замком.

Тормозные щитки выпускаются перемещением ручки «СПОЙЛЕРЫ» в положение, соответствующее выпуску гасителей подъемной силы на 25...35°, если обжаты правая и левая стойки шасси или тележка средней опоры развернулась на 20° после посадки (на самолетах с бортовым № 86028).

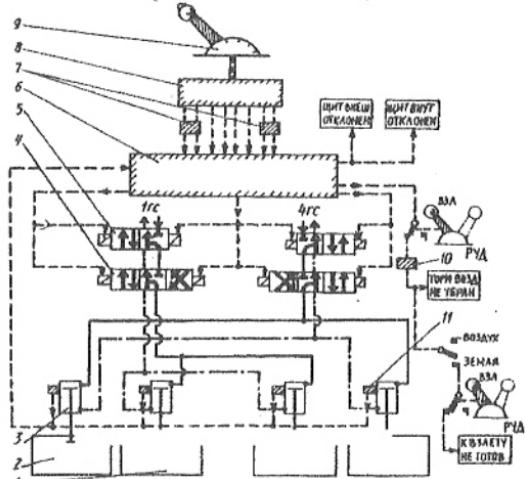


Рис. 6. Схема управления тормозными щитками:

- 1 — внутренний левый щиток;
- 2 — внешний левый щиток;
- 3 — гидроцилиндр ГЦ20Н;
- 4 — управляющий электрогидрокран ГА163Т-19;
- 5 — запорный электрогидрокран ГА184У-11;
- 6 — блок реле;
- 7 — реле блокировки выпуска;
- 8 — блок КВ;
- 9 — ручка управления гасителями подъемной силы и тормозными щитками;
- 10 — реле;
- 11 — КВ сигнализации снятия штока с замка

4. Эксплуатация системы управления самолётом

4.1. Контрольные проверки и осмотры системы

Для летного состава она заключается в осмотре, предполетной проверке работоспособности, эксплуатации в полете, приведении в исходное положение систем после полета, а также в действиях в случае отказов.

Осмотр включает проверку внешнего состояния поверхностей управления — нет ли механических повреждений, подтеканий НГЖ-4, а также осмотр элементов управления и сигнализаций в кабине. Выполняется бортинженером и пилотами.

Предполетная проверка производится и в базовом, и в промежуточном или конечном аэропортах. Она включает проверку работоспособности РВ, РН, элеронов, гасителей подъемной силы, стабилизатора, закрылков — предкрылков. Технология предполетной проверки изложена в РЛЭ. Остановимся на некоторых моментах проверки.

Предполетная проверка работы стабилизатора производится пилотами при убранных закрылках. В базовом аэропорту операции по проверке у второго пилота и у командира самолета неодинаковые. Командир должен установить стабилизатор в положение $+2^\circ$, засечь время и перевести стабилизатор в положение -4° . Время перекладки должно составлять 22...30 с, а интервалы между звонками — 2 с. В конечном или промежуточном аэропортах командир самолета и второй пилот проверяют работу стабилизатора одинаково: переводят его сначала в положение $+2^\circ$, затем в положение 0° . Если стабилизатор не переводится в положение $+2^\circ$ или скорость его перемещения не соответствует норме, вылет запрещается.

Предполетная проверка рулей и средств механизации проводится совместно бортинженером и пилотами и совмещается с выпуском средств механизации во взлетное положение после запуска двигателей.

Если предполетная подготовка проводится при очень низких температурах, то перед взлетом надо прогреть рулевые приводы, многократно отклоняя рулевые поверхности в течение 5 мин.

Если при предполетной проверке будет обнаружена заметная разница в усилиях отклонения педалей вправо — влево, но стрелки на ИП45Э и секции РН перемещаются нормально, заеданий и скрипа в проводке нет, то причиной может быть несимметричная работа загрузочного цилиндра, имеющего допуск на усилия $+10$ кгс (влево $49+1$ кгс, вправо $51+10$ кгс).

Эксплуатация исправной системы управления в полете трудностей не представляет.

4.2. Возможные неисправности системы управления и действия экипажа

Система управления самолетом была тщательно отработана в процессе создания самолета и в эксплуатации показала высокую надежность. На ее долю приходится всего лишь 1,8 % всех обнаруженных неисправностей самолета. Однако экипаж должен быть готов к парированию любого отказа в такой жизненно важной системе. Прежде всего, надо иметь в виду, что не может быть такого отказа, при котором управление самолетом терялось бы полностью.

В системах управления РВ, РН, элеронами и гасителями подъемной силы могут появиться следующие отказы:

1. Отказ механизма ограничения отклонения РВ, РН.
2. Самопроизвольное срабатывание одного или двух механизмов расцепления проводок.
3. Заклинивание секций руля.
4. Заклинивание золотника РП в отклонённом от нейтрального положении.
5. Заклинивание проводки управления.
6. Обрыв или заклинивание проводки к элеронам или гасителям подъёмной силы.

В системах управления закрылками и предкрылками наиболее серьёзными отказами могут быть следующие:

1. Обрыв трансмиссии или срабатывание механизма предельных нагрузок закрылков.
2. Ложная сигнализация об обрыве трансмиссии.
3. Остановка закрылков при уборке системы защиты трансмиссии от перегрузки.
4. Неполная уборка закрылков.
5. Остановка предкрылков из-за срабатывания механизмов предельных нагрузок.

5. Основные работы по техническому обслуживанию системы управления самолётом:

1. Осмотр штурвалов, колонок, педалей ножного управления, рукояток управления интерцепторами, переключателей.
2. Проверка плавности хода педалей, штурвалов, колонок, рукояток управления интерцепторами при включенных гидроусилителях.
3. Осмотр:
 - пружинных загружателей, пружинных и следящих тяг, механизмов включения загружателей, механизмов триммирования, кронштейнов их крепления (подпольное пространство пилотской кабины);
 - рулевых приводов и рулевых агрегатов;
 - тяг, кронштейнов, гермовыводов и роликовых направляющих тяг управления самолётом.

4. Осмотр шарнирных соединений и кронштейнов навески элеронов, элерон-интерцепторов, руля высоты, руля направления.
5. Проверка, зазоров в узлах направляющих роликов.
6. Проверка натяжения тросов (с помощью тензометра).
7. Проверка усилий в управлении самолётом (с помощью динамометра).
8. Замена смазки в масленках системы управления.

6. Вопросы для самостоятельной проработки

1. Дайте общую характеристику системы управления самолетом Ил-86.
2. Что такое необратимая бустерная система управления?
3. Каково назначение средних интерцепторов на самолете?
4. Назовите достоинства и недостатки жесткой проводки управления, тросовой проводки управления.
5. Каково назначение роликовых направляющих в жесткой проводке управления?
6. Как осуществляется контроль зазоров в узлах направляющих роликов?
7. Каково назначение пружинных тяг в проводке управления рулём высоты (в стабилизаторе)?
8. По каким причинам может происходить изменение натяжения тросовой проводки?
9. Чем опасно уменьшение натяжения тросовой проводки?
Увеличение натяжения тросов?
10. Как замеряется величина натяжения тросов?
11. Как регулируется натяжение тросовой проводки?
12. Назовите повреждения, которые могут возникать на тросах проводки управления?
13. Перечислите основные работы по техническому обслуживанию системы управления самолетом.

Методические указания по проведению практических занятий на тему «Топливная система самолёта»

6. Цель работы

- 6.1. Закрепление студентами знаний по темам программы лекционного курса, посвященного изучению функциональных систем летательных аппаратов.
- 6.2. Изучение особенностей конструкции топливной системы самолёта (на примере самолёта Ил-86).

7. Содержание занятий

- 7.1. Контроль готовности студентов к занятиям.

- 7.2. Назначение и общая характеристика системы.
- 7.3. Изучение работы основных агрегатов топливной системы.
- 7.4. Характерные отказы и повреждения системы.
- 7.5. Основные работы по техническому обслуживанию топливной системы самолёта.
- 7.6. Изучение заправки и слива топлива.
- 7.7. Самостоятельная работа студентов со схемой топливной системы.
- 7.8. Опрос студентов.

8. Топливная система самолёта

8.1. Общие сведения

Топливная система самолета обеспечивает:

заправку самолета топливом и хранение запаса топлива на самолете в его баках;

подачу топлива к двигателям и к ВСУ;

перекачку топлива межбаковую и внутрибаковую;

аварийный слив топлива в воздухе;

слив топлива на земле;

дренаж топливных баков;

контроль за количеством и расходом топлива, управление работой агрегатов топливной системы и контроль за их работой.

Топливная система включает баки, трубопроводы, насосы, краны, клапаны, приборы измерения и контроля.

Самолет имеет семь баков-кессонов (рис. 1).

Баки 1, 2, 3, 4, из которых топливо подается к соответствующим двигателям 1, 2, 3, 4, называются основными. Из бака 1А топливо поступает в бак 1 и далее к двигателю 1, из бака 4А топливо поступает в бак 4 и к двигателю 4. Бак 5 является дополнительным, и топливо из него перекачивается во все основные баки.

Максимальное количество топлива, заливаемое в баки (на самолетах с бортового №86011), следующее: в баки 1А и 4А — по 3420 л; в баки 1 и 4 — по 13 060 л; в баки 2 и 3 — по 19 680 л; в бак 5 — 41 800 л; всего в баки самолета можно залить 114 800 л (88 400 кг). Самолеты до бортового №86011 имеют более высокое расположение ограничителей максимального уровня заправки, поэтому в них можно заправить максимально 115 840 л (89 900 кг) топлива.

Невырабатываемый остаток топлива при работающих насосах составляет около 1080 л, а при питании двигателей самотёком — примерно 5000 л. Несливаемый остаток — около 630 л (520 кг).

Баки 1, 2, 3, 4 имеют предрасходные и расходные отсеки. Расходные отсеки расположены внутри предрасходных и сообщаются с ними через отверстия перелива, расположенные сверху, и противоотливные клапаны, расположенные снизу.

Предрасходные отсеки сообщаются с остальной частью бака также через отверстия перелива и противоотливные клапаны.

В состав топливной системы самолета входят следующие агрегаты:

1. Центробежные топливные насосы подкачки и аварийного слива ЭЦНГ-40-2 со шнековым преднасосом — 14 шт. Насосы требуют питания переменным током 200 В 400 Гц. Максимальная производительность насоса до 27 000 л/ч, максимальное давление подачи—150...170 кПа (1,5...1,7 кгс/см²). Насосы подкачки установлены в чашах с устройством, позволяющим снимать насос без слива топлива из бака. Насосы аварийного слива таких устройств не имеют.

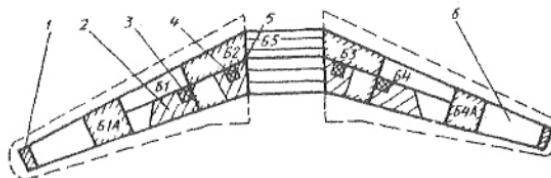


Рис.1. Расположение баков на самолете:

1 — дренажный бак; 2 — предрасходный отсек 3600 л; 3 — расходный отсек 500 л; 4 — расходный отсек 530 л; 5—предрасходный отсек 3700 л; 6 —«сухой» отсек

2. Центробежные подкачивающие насосы ВСУ типа ЭЦН-40—2 шт. Электродвигатели насосов питаются постоянным током 27 В.

3. Струйные насосы СН-6 — 4 шт.; СН-11 —4 шт.; СН-12 — 22 шт.; СН-13 — 2 шт. Насосы различаются по своей производительности.

4. Перекрывные краны 771300 — 7 шт. (четыре перекрывных и три кольцевания). Электромеханизм крана МПК-13А5-2 питается постоянным током 27 В, как и остальные типы кранов.

5. Перекрывающий кран ВСУ 768600МА — 1 шт.

6. Краны 770100-2 — 4 шт. (два главных крана заправки и два главных крана аварийного слива). В отличие от других кранов, они, вместе со своими электромеханизмами, установлены внутри трубопроводов и находятся в потоке топлива.

7. Краны 772200—15 шт. (внутрибаковые краны заправки— 7 шт., внутрибаковые краны аварийного слива — 6 шт., краны перелива топлива—2 шт.).

Краны 771300, 772200 установлены на стенке заднего лонжерона таким образом, что сам кран находится внутри бака, а его электромеханизм — снаружи. Все трубопроводы проложены внутри баков.

8. Краны слива топлива 604700-1 — 5 шт. Установлены по одному на каждом двигателе, и один — на сборнике бака 5.

9. Нажимные краны слива конденсата 590200 — 22 шт. Установлены на нижних панелях кессона всех баков, кроме бака 5.

10. Поворотные краны слива конденсата 638700А — 6 шт.

Пять кранов установлены в баке 5, шестой — на трубопроводе подвода топлива к ВСУ.

11. Гидравлические краны заправки 584000—7 шт.

12. Поплавковые клапаны заправки 741400, работающие совместно с гидравлическими кранами заправки и управляющие ими,— 7 шт. Установлены по одному в каждом баке.

13. Краны 768670М с ручным управлением — 2 шт.

Установлены перед насосами ВСУ. В открытом положении рукоятка крана направлена в сторону.

14. Бортовые штуцера заправки — 4 шт. Стандартного типа, выполнены по ОСТ 1.11320—74. Установлены в двух нишах в обтекателе правой опоры между шп. №47 и 50.

15. Клапаны двойного действия— 2 шт. Представляют комбинацию вакуумного клапана, открывающегося при отрицательном перепаде давления 7,8 кПа (0,08 кгс/см²), и предохранительного клапана на 880 кПа (8,5—9,0 кгс/см²). Установлены в трубопроводе на участке между штуцерами заправки и главными кранами заправки и закреплены на передней стенке отсека правой опоры. При откачке топлива из шлангов после заправки вакуумный клапан впускает атмосферный воздух в трубопровод. Предохранительный клапан открывается и сливает часть топлива из трубопровода, если оно не было откачано и нагрелось при стоянке самолета.

8.2. Подача топлива к двигателям и к ВСУ

Каждый двигатель питается из расходного отсека своего бака с помощью двух насосов подкачки ЭЦНГ-40-2. Топливо от насосов через обратные клапаны подается в общую магистраль, идущую через перекрывающий кран к двигателю. Магистрали соседних двигателей соединены через краны кольцевания (рис.2.). Одновременно с включением насосов подкачки топливо от этих насосов будет подаваться для питания струйных насосов.

Два насоса подкачки установлены для увеличения надежности системы, причем один насос установлен в стакане и обеспечивает питание двигателя при отрицательных перегрузках в течение 5 с.

Насосы подкачки включаются и выключаются только вручную переключателями на панели топливной системы на рабочем месте бортинженера. Если насос включен и подает топливо, то желтая лампа сигнализации, расположенная рядом с переключателем,

гаснет. Сигнал на лампу поступает от датчика давления МСТВ-0,5, включенного в магистраль непосредственно за насосом до обратного клапана.

В случае отказа одного насоса второй обеспечивает работу двигателя на всех режимах. В случае отказа обоих насосов топливо к двигателю, питавшемуся от отказавших насосов, может быть подано через краны кольцевания от любых работающих насосов в других баках.

В случае обесточивания всех насосов подкачки питание двигателей до высоты 8000 м может производиться самотеком. При этом остаток невырабатываемого топлива составит около 5000 л (без учета топлива в баке 5, которое нельзя будет перекачать в другие баки).

Топливо в предрасходный и расходный отсеки в каждом баке при самотеке поступает через противоотливные клапаны в стенках этих отсеков, а из баков 1А и 4А — в баки 1 и 4 через краны перелива.

Подача топлива к ВСУ осуществляется из предрасходного отсека бака 4 по отдельному трубопроводу с помощью двух насосов ЭЦН-40. Один насос является резервным и включается в случае отказа основного насоса. За насосами установлены обратные клапаны с отверстиями диаметром 0,3 мм в шариках для слива топлива при его термическом расширении на стоянке. Далее топливо проходит через перекрывной кран с термоклапаном и по трубопроводу, проложенному в обтекателе снаружи фюзеляжа, подходит к топливному агрегату ВСУ. Термоклапан открывается при перепаде давления 294 кПа (3 кгс/см²) и выпускает часть топлива из трубопровода ВСУ, при его нагреве и расширении, в бак.

Управление насосами и перекрывным краном осуществляется с панели ВСУ. Для подачи топлива к ВСУ необходимо включить один насос переключателем на панели ВСУ. Загорится зеленое светосигнальное табло «ИДЕТ ПОДКАЧКА». Затем надо открыть перекрывной кран. Загорится зеленое светосигнальное табло «ТОПЛИВНЫЙ КРАН ОТКРЫТ». Теперь можно приступить к запуску ВСУ.

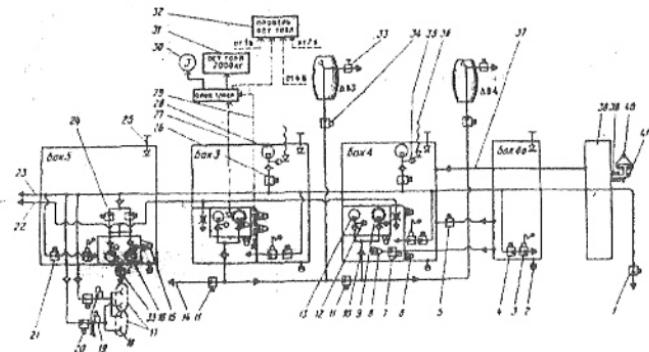


Рис. 2. Схема топливной системы:

1 — правый главный кран аварийного слива; 2 — сигнализатор МСТВ-0,3А повышения давления в баке при его переполнении; 3 — гидравлический клапан (кран) заправки со своим поплавковым клапаном; 4 — внутрибаковый кран заправки; 5 — кран перелива топлива; 6 — струйный насос; 7 — поплавковый клапан; 8 — струйный насос перекачки топлива; 9 — насос подкачки ЭЦНГ-40-2 с отсеком отрицательных перегрузок; 10 — обратный клапан; 11 — кран кольцевания; 12 — сигнализатор работы насоса МСТВ-0,5; 13 — насос подкачки ЭЦНГ-40-2; 14 — трубопровод кольцевания; 15 — струйные насосы бака 5 (8 шт.); 16 — насос перекачки ЭЦНГ-40-2; 17 — ниши для штуцеров заправки; 18 — штуцер заправки; 19 — клапан двойного действия; 20 — главный кран заправки; 21 — внутрибаковый кран заправки бака 5; 22 — магистраль автоматической межбаковой перекачки левого полукрыла; 23 — главная магистраль заправки — перекачки — аварийного слива; 24 — кран аварийного слива; 25 — сигнализатор - ограничитель уровня при полной заправке бака; 26 — кран аварийного слива; 27 — сигнал о начале выработки топлива из расходного отсека; 28 — насос аварийного слива ЭЦНГ-40-2; 29 — сигнализация об остатке топлива 2000 кг на двигатель; 30 — мнемосигнализатор начала выработки топлива из расходного отсека; 31 — табло на панели топливной системы; 32 — табло на правой приборной доске пилотов; 33 — кран слива топлива; 34 — перекрывной (пожарный) кран; 35 — МСТВ-0.3А; 36 — сигнализатор выключения насоса аварийного слива; 37 — труба перелива топлива из дренажного бака; 38 — дренажный бак; 39 — вакуумный клапан; 40 — заборник воздуха; 41 — предохранительный клапан (2 шт.).

8.3. Внутрибаковая перекачка топлива

Перекачка топлива в предрасходные и расходные отсеки в каждом основном баке и перекачка в сборный отсек в баке 5 составляет сущность внутрибаковой перекачки. Она осуществляется простыми и надежными струйными насосами. Активное топливо для струйных насосов поступает от насосов подкачки в основных баках и насосов перекачки в баке 5.

При работающих насосах подкачки расходные отсеки заливаются топливом доверху с созданием небольшого избыточного давления посредством одного струйного насоса СН-11 на каждый отсек, который перекачивает топливо из предрасходного отсека. Предрасходные отсеки также заливаются топливом доверху, пока есть топливо в остальной части бака, с помощью двух струйных насосов СН-12, которые перекачивают топливо из основной части бака (рис. 2.).

В баке 5 имеется сборный отсек, в который перекачивается топливо из основной части бака восемью струйными насосами, если работают насосы перекачки ЭЦНГ-40-2. Восемь насосов обеспечивают полную откачуку топлива из бака, разделенного полками семи лонжеронов на секции.

8.4. Межбаковая перекачка топлива

Условно ее можно разделить на автоматическую и ручного включения.

Автоматическая межбаковая перекачка начинается после включения насосов подкачки в основных баках 1 и 4 и насосов перекачки в баке 5 (рис. 2).

Из баков 1А и 4А топливо будет перекачиваться в предрасходные отсеки баков 1 и 4 струйными насосами СН-13. Но эта перекачка начнется лишь тогда, когда в предрасходном и расходном отсеках баков 1 и 4 останется 3500 л. Задержка перекачки осуществляется поплавковым клапаном и обеспечивает сохранение нужной центровки самолета.

Из бака 5 при включении одного из двух перекачивающих насосов (второй насос является резервным) топливо через дроссели перекачивается в предрасходные секции всех четырех основных баков. Темп перекачки — 3000 л/ч в каждый бак.

Межбаковая перекачка ручного включения позволяет вести перекачку топлива из любого основного в любой основной бак и переливать топливо из бака 1А в бак 1 (из бака 4А в бак 4). Перекачать топливо из основных баков в баки 1А, 4А или в бак 5 нельзя, так как на панели топливной системы отсутствуют органы управления для такой перекачки. Также можно перекачать топливо из бака 5 в любой основной бак.

Управление перекачкой ручного включения сосредоточено на панели топливной системы. В системе перекачки ручного включения используются насосы аварийного слива в основных баках (в баке 5 они же насосы перекачки) и краны заправки (на панели топливной системы они обозначены как краны перекачки).

Для осуществления перекачки ручного включения в баках, из которых топливо выкачивается, включаются насосы аварийного слива и открываются краны аварийного слива, а в баках, в которые топливо закачивается, открываются краны перекачки (заправки).

Насосы аварийного слива забирают топливо из основной части баков и через краны аварийного слива подают его в главную магистраль, из которой топливо через краны перекачки (заправки) и гидравлические краны заправки может быть подано в любой основной бак. Полностью все топливо из основных баков выкачать нельзя, так как из расходных и предрасходных отсеков топливо не забирается.

Поскольку темп перекачки очень высокий, бортинженер при перекачке обычно держит руку на панели топливной системы и следит за разницей в количестве топлива в баках. Между баками 1А и 4А она не должна быть более 1500 кг, между баками правого и левого полукрыльев — более 3000 кг.

Полезно помнить, что на земле, открывая краны заправки переключателями, расположенными на щитке заправки, можно перекачать топливо из баков 1, 2, 3, 4 и 5 в любой бак.

8.5. Заправка самолёта топливом и слив отстоя

Самолет эксплуатируется на топливе ТС-1 или РТ без ПВК-жидкости (противоводно-криSTALLИЗационной жидкости типа ТГФ-М). Разрешенные к использованию зарубежные сорта топлив указаны в разд. 2.10.3 РЛЭ.

Заправка производится через четыре заправочных штуцера. При давлении 3,5 кгс/см² скорость заправки составляет 3000 л/мин. Во избежание разрядов статического электричества скорость заправки не должна превышать 4000 л/мин при заправке всех баков и 650 л/мин при заправке одного бака. От каждого двух штуцеров заправки через главный кран заправки и обратный клапан топливо поступает в магистральный трубопровод, из которого распределяется по бакам через внутрибаковые краны заправки и последовательно соединенные с ними гидравлические краны заправки. Количество заправляемого в каждый бак топлива определяется по таблице заправки, укрепленной на крышке ниши, где находится щиток заправки. При необходимости заправка или дозаправка может осуществляться через заливные горловины, находящиеся на верхних панелях всех баков, кроме бака 5.

Управление заправкой осуществляется со щитка заправки, на котором расположены выключатели главных и внутрибаковых кранов заправки и четыре индикатора топливомера с задатчиками, обеспечивающими автоматическое закрытие внутрибаковых кранов заправки при достижении заданного уровня топлива в баке.

С целью предохранения баков от раздутия при перезаправке каждый бак имеет три ступени автоматической защиты.

Первая ступень. Если при достижении заданного уровня топлива внутрибаковый кран почему-либо не закрылся, то при достижении уровня максимальной заправки он будет закрыт по сигналу датчика-сигнализатора уровня ДСИ-ЗБ.

Вторая ступень. Если внутрибаковый кран заправки отказал, то при достижении уровня, несколько превышающего уровень максимальной заправки, закроется гидравлический кран заправки по сигналу своего поплавкового клапана.

Третья ступень. При отказе гидравлического крана заправки, когда давление в баке поднимется до 29 кПа (0,3 кгс/см²), внутрибаковый кран заправки и оба главных крана заправки будут закрыты по сигналу датчика давления МСТВ-0,3А.

Подготовка к заправке

Остановить топливозаправщик на расстоянии 10 м от самолета и проверить наличие контрольного талона на топливо, пломб на заправщике, наземных средств пожарной защиты, состояние шлангов и наконечников шлангов, слив отстоя из топливозаправщика, надежность заземления самолета.

Установить топливозаправщик на расстоянии 5 м от самолета так, чтобы он мог отъехать без разворотов, заземлить топливозаправщик, затормозить и установить упорные колодки под его колеса. Для выравнивания потенциалов соединить топливозаправщик с самолетом уравнительным кабелем.

Проверить снятие заглушек с воздухозаборников дренажных баков, установку упорных колодок под колеса самолета (чтобы после заправки шины не зажимали колодки, зазор между шиной и колодкой должен быть примерно 5 см).

Включать питание 27 и 115 В, проверить, включен ли стояночный тормоз.

Убедиться, что АЗС топливомера на ЦРУ371, 372, 381, 382, 373, 383,- на РУ223 включены и выключатель питания топливо-мера включен.

Переключатель индикаторов топливомера «РАСХОД—ЗАПРАВКА» на панели топливной системы установить в положение «ЗАПРАВКА».

Заправка под давлением

Открыть крышки люков в правом обтекателе шасси для подхода к штуцерам и щитку заправки.

Подсоединить шланги топливозаправщика к бортовым штуцерам заправки и заземлить их через гнезда, установленные на штуцерах заправки. Если присоединяются два заправщика, то два шланга одного заправщика стыкуются с правыми штуцерами заправки в обеих нишах, а два шланга другого заправщика — с левыми штуцерами.

Если в баке 5 есть топливо, а для предстоящего полета его заправлять не нужно, то необходимо перекачать остаток топлива в основные баки.

Руководствуясь таблицей заправки, установить индексы заправки индикаторов топливомера на то количество топлива, которое необходимо заправить в баки.

Установить выключатель «ПИТАНИЕ» на щитке в положение «ВКЛ».

Установить переключатели «ГЛАВНЫЕ КРАНЫ» в положение «ОТКРЫТЫ». Погаснут красные лампы закрытого положения главных кранов и загорятся желтые лампы открытого положения. Установить переключатели «КРАНЫ ЗАПРАВКИ» заправляемых баков в положение «ВКЛ». Загорятся зеленые лампы открытого положения внутрибаковых кранов заправки.

Подать топливо из топливозаправщика и контролировать процесс заправки.

После окончания заправки индексы заправки всех индикаторов топливомеров нужно установить на максимальные отметки шкал, чтобы в полете в процессе межбаковой перекачки не произошло преждевременного закрытия внутрибаковых кранов заправки — перекачки.

Выключить выключатели главных кранов заправки, выключить питание щитка, но не ранее чем закроются главные краны и загорятся красные лампы сигнализации их закрытого положения.

Откачать топливо из шлангов, отсоединить шланги, закрыть и законтрить крышки бортовых штуцеров заправки, закрыть лючки.

Переключатель топливомера на панели топливной системы вернуть в положение «РАСХОД».

Через 15 мин слить отстой из баков.

При наличии в отстой механических примесей или воды топливо надо сливать до исчезновения воды или примесей. В этом случае качество топлива проверяется путем слива его из всех 21 точек слива отстоя.

3.6. Аварийный слив топлива

Используется в случае необходимости для уменьшения посадочной массы самолета.

Топливо сливается из всех семи баков самолета. Из баков 1, 2, 3, 4 топливо выкачивается насосами аварийного слива, из бака 5 — двумя насосами перекачки, из баков 1А и 4А переливается через краны перелива в баки 1 и 4. Полностью все топливо слить нельзя, так как насосы аварийного слива выключаются по сигналам датчиков уровня топлива во время аварийного слива при остатке топлива на самолете (19 000+1000) кг.

При сливе топливо от насосов через краны аварийного слива поступает в магистральный трубопровод (см. рис. 2), из которого сливается через два главных крана, установленных на концах¹ крыла, в атмосферу. Система является общей для левого и правого полукрыльев и позволяет производить слив топлива через один главный кран в случае отказа второго. Темп

аварийного слива 2000 л/мин через оба главных крана и 1300 л/мин через один главный кран аварийного слива. Слив должен производиться одновременно из всех баков. Автономный слив разрешается только для бака 5.

Управление включением насосов и кранов аварийного слива, сигнализация открытого положения кранов и работы насосов осуществляются с помощью панели топливной системы, на которой находятся выключатели кранов и насосов и лампы сигнализации их состояния.

Выключение насосов аварийного слива производится или вручную, или автоматически по сигналам от сигнализаторов уровня при остатке топлива на самолете ($19\ 000 \pm 1000$) кг, либо по сигналам от сигнализаторов давления МСТВ-0,3А, когда из основной части бака будет откачано все топливо.

3.7. Слив топлива на земле

Для слива топлива на землю в системе имеется пять больших сливных кранов, открываемых вручную: четыре крана справа на каждом двигателе и один на сборнике бака 5. Слив из этого бака будет идти самотеком. Слив из основных баков может происходить или самотеком, или с использованием насосов подкачки. При сливе из основных баков должны быть открыты перекрывающей кран того двигателя, на котором открыт кран слива (рис. 2), и соответствующие краны кольцевания, если слив производится из соседних основных баков.

Из баков 1А и 4А топливо будет сливаться, если открыть краны перелива топлива в баки I и 4. Остатки неслившегося топлива можно слить через краны слива отстоя.

3.8. Дренаж топливных баков

Дренаж баков предотвращает повышение давления в баках при заправке и образование вакуума при выработке топлива, создает в полете полезное небольшое избыточное давление в баках.

Дренаж осуществляется через дренажные баки, расположенные на каждом полукрыле, и выполнен раздельно для правого и левого полукрыльев. Бак 5 связан дренажными трубопроводами с обоими дренажными баками. От каждого дренажного бака через баки соответствующего полукрыла протянуты две дренажные трубы. От них в каждом баке имеются два дренажных отвода. Передний дренажный отвод выведен в переднюю верхнюю часть бака, задний — в верхнюю часть вблизи заднего лонжерона и оканчивается поплавковым клапаном. В горизонтальном полете открыт передний дренажный отвод. При снижении и эволюциях самолета, когда конец трубы переднего дренажного отвода может оказаться в топливе, дренаж осуществляется через второй дренажный отвод. Топливо, которое может попасть из баков в дренажный бак, вытекает из него самотеком в бак 1 (4) по трубопроводам с обратными клапанами. Дренажный бак соединен трубой с воздухозаборником, расположенным на нижней поверхности крыла. На этой трубе установлены четыре вакуумных клапана на $1,96$ кПа ($0,02$ кгс/см 2) и

два предохранительных клапана на 19,6 кПа (0,2 кгс/см²). Они будут соединять баки с атмосферой в случае обмерзания и закупорки воздухозаборника.

3.9. Порядок выработки топлива из баков

Принятый порядок выработки топлива обеспечивает сохранение центровки самолета в полете в пределах допусков и достигается автоматически без вмешательства экипажа.

Проследим, как будет вырабатываться топливо из баков при выполнении следующих условий:

самолет заправлен полностью, и в баках находится 114 480 л;

расход топлива двигателями составляет 11520 кг/ч, один двигатель расходует 2880 кг/ч;

плотность топлива 0,8 кг/л;

межбаковая перекачка экипажем не производится.

Топливо из бака 5 вырабатывается со скоростью 12 000 л/ч (3000 л/ч в каждый основной бак) в течение 3,5 ч, пока бак 5 не опорожнится.

Одновременно в небольшом количестве расходуется топливо из основных баков. Этот расход покрывает разницу между часовым расходом двигателем топлива 2880 кг/ч и часовым приходом подаваемого из бака 5 топлива — 2400 кг/ч. Разница составляет 480 кг/ч.

После окончания перекачки топлива из бака 5 начнется выработка топлива из основной части баков 1, 2, 3, 4 со скоростью 2880 кг/ч в течение 3 ч 43 мин в баках 2 и 3 и 1 ч 54 мин в баках 1 и 4.

Когда из основной части баков все топливо будет выкачано, начнется выработка топлива из предрасходных секций баков 1, 2, 3, 4. Запаса топлива в предрасходных секциях баков 2 и 3 хватит на 1 ч 02 мин работы двигателя, а в баках 1 и 4 — на 1 ч работы.

Когда в предрасходных секциях баков 1 и 4 останется по 3500 л (это случится через 1,5 мин после начала выработки из них), открываются поплавковые клапаны струйных насосов СН-13 и начнется перекачка топлива из баков 1A и 4A в баки 1 и 4 со скоростью, обеспечивающей поддержание постоянного уровня топлива в предрасходных секциях, так как скорость откачки СН-13, равная 6300 л/ч, превышает скорость расхода топлива двигателем. Питание двигателя топливом, подаваемым из бака 1A (4A), будет происходить в течение 57 мин, пока бак 1A (4A) не опорожнится.

После полной выработки топлива из предрасходных секций начнется выработка топлива из расходных секций сначала в баках 1 и 4, а затем в баках 2 и 3. Топлива в этих секциях хватит лишь на 8—9 мин работы двигателей.

При неполной заправке самолёта топливом часть процессов может отпасть, например, перекачка топлива из бака 5. Остальные процессы будут проходить в том же порядке.

Возможные неисправности топливной системы

На долю топливной системы приходится 3,4 % всех неисправностей. Топливная система построена по гибкой схеме, допускающей применение различных вариантов парирования отказов. Поэтому при возникновении отказа какого-либо агрегата, чаще всего топливомера или крана, бортинженер всегда может найти выход из ситуации, сложившейся после отказа.

Легко парируются отказы в системах, где агрегаты дублированы: неисправный агрегат выключается, остается работать второй агрегат. Дублеры имеют насосы подкачки, насосы перекачки бака 5, главные аварийные краны.

Не имеет дублеров, кроме главных кранов, нечасто используемая система аварийного слива. Поэтому при отказе либо насоса, либо внутрибакового крана аварийного слива, либо крана перелива из бака 1А (4А) в бак 1 (4) придется аварийный слив прекратить и вырабатывать топливо двигателями. Автономный слив допускается только для бака 5.

Даже при одновременном возникновении двух отказов будет создаваться далеко не безвыходная ситуация. Например, при отказе двух насосов подкачки в одном баке и одновременном неоткрытии крана перекачки соседнего бака, в который целесообразно было бы перекачивать топливо, можно периодически перекачивать топливо в баки другого полукрыла, и через краны кольцевания подавать топливо из трех баков к четырем двигателям.

9. Основные работы по техническому обслуживанию (ТО) топливной системы

4.1. Предполётная подготовка топливной системы

Предполетная подготовка топливной системы включает проверку количества заправленного топлива, проверку исходного состояния агрегатов топливной системы, проверку работоспособности кранов, насосов, топливомера.

Количество заправленного топлива определяется по указателям на щитке заправки, так как в стоячном положении самолета они дают более точные показания, чем указатели в кабине. Погрешности указателей на щитке заправки составляют:

указателей баков 1А и 4А.....±300 кг;
указателей баков 2 и 3.....±800 кг;
указателей баков 1 и 4.....±550 кг;
указателя бака 5.....±1700 к'г.

Максимальная погрешность показаний указателей суммарного количества топлива составляет ±5500 кг.

На щитке заправки рекомендуется проверить, установлены ли техниками индексы заправки на максимальные отметки шкал и все ли переключатели установлены в положение «ВЫКЛЮЧЕНО». Не

будет лишним убедиться, что все внутрибаковые краны заправки закрыты, для чего на несколько секунд надо включить питание щитка и проверить, что все желтые лампы закрытого положения кранов загорелись.

В кабине проверяют, находятся ли в исходном положении согласно разд. 8.20 РЛЭ—86 органы управления топливной системой. Непосредственно перед полетом бортинженер проверяет работоспособность агрегатов топливной системы, для чего открывает и закрывает все краны аварийного слива, краны переливания кольцевания, кратковременно включает насосы аварийного слива и насосы бака 5, а также проверяет измерительную часть топливомера, как изложено в разд. 8.20.2 РЛЭ—86.

Если в баках нет топлива, то топливные насосы включать нельзя, чтобы не вывезти их из строя.

4.2. Основные работы по ТО топливной системы

При техническом обслуживании топливной системы самолета необходимо особо соблюдать указания по технике безопасности. Работы по замене агрегатов, трубопроводов и другие работы, связанные с возможностью открытой течи топлива, необходимо выполнять при обесточенной электросети самолета. Не допускается попадание топлива в электропроводку и агрегаты электрооборудования самолета.

Работы в топливных кессон-баках надо проводить в спецодежде, в маске или противогазе в присутствии связного для наблюдения. Спецодежда должна быть из хлопчатобумажной ткани с застежками или молниями, не дающими искрения.

Для предотвращения пожара при заправке надо надежно заземлять самолет, заправочные шланги и топливозаправщик. Источником пожара могут быть разряды статического электричества, возникающего при прокачке большой массы топлива, а также искры, появляющейся в результате ударов металлических предметов друг о друга.

Основными работами по техническому обслуживанию топливной системы являются:

- проверка состояния трубопроводов и агрегатов системы;
- проверка работы насосов; проверка герметичности системы;
- определение работоспособности агрегатов системы подачи противообледенительной жидкости.

При наличии течи по соединениям заменяют в них уплотнительные кольца. Детали, имеющие на уплотнительных поверхностях забоины, царапины и задиры, не подлежат установке на самолет.

При осмотре трубопроводов, агрегатов топливной системы необходимо убедиться в отсутствии течи, подтеков, трещин, забоин, ослаблений болгар крепления и нарушения контровки.

При проведении работ необходимо следить, чтобы в кессон-баки, трубопроводы и агрегаты не попадали посторонние предметы, вода, снег, грязь.

Заправка самолета топливом осуществляется в соответствии с заданием на полет. Основным топливом для двигателей самолета и двигателя ВСУ является керосин марок Т-1, ТС—1, РГ, ТС-6 и смеси указанных марок. В случае отсутствия жидкости или неисправности системы подачи жидкости "И" необходимо добавить эту жидкость в количестве, определяемом специальной инструкцией.

5. Вопросы для самостоятельной проработки

1. Назначение системы питания топливом основных двигателей и двигателя ВСУ.
2. Какие марки топлива применяются в топливных системах?
3. Назначение системы дренажа топливных баков.
4. Назначение системы перекачки топлива.
5. Способы заправки топливом.
6. Преимущества заправки топливом под давлением.
7. Способы слива топлива.
8. Работа топливной системы.
9. Назначение и работа системы подачи противообледенительной жидкости.
10. Характерные отказы и повреждения топливной системы.
11. Основные работы по техническому обслуживанию топливной системы.

Литература

1. Смирнов Н.Н. Техническая эксплуатация летательных аппаратов. М.: МГТУ ГА, 1994.
2. Яковлев Ю.А. Самолёт Ил-86. Конструкция и лётная эксплуатация. Учебное пособие. М.: Воздушный транспорт, 1992.
3. Смирнов Н.Н., Жорняк Г.Н., Уриновский Б.Д. Введение в специальность. Техническая эксплуатация самолётов и двигателей. Ч.2. Учебное пособие. М.: МГТУ ГА, 1992.
4. Машошин О.Ф. Особенности конструкции и технической эксплуатации шасси самолёта Ту-154. Методические указания по проведению практических работ по дисциплине «Введение в специальность». М.: МГТУ ГА, 1996.
5. Степанов С.В. Топливная система самолёта Ту-154. Техническое обслуживание. Методические указания по проведению практических работ по курсу «Введение в специальность». М.: МГТУ ГА, 1996.
6. Жорняк Г.Н. Гидравлическая система самолёта Ту-154. Методические указания по проведению практических работ по курсу «Введение в специальность». М.: МГТУ ГА, 1994.

Методические указания по проведению практических занятий на тему «Противообледенительная система самолёта»

1. Цель работы

1.1. Закрепление студентами знаний по темам программы лекционного курса, предусматривающим изучение противообледенительной системы самолёта.

1.2. Изучение конструкции основных агрегатов противообледенительной системы (ПОС)

2. Содержание занятия

- 2.1. Контроль готовности студентов к занятиям.
- 2.2. Назначение и принцип работы системы ПОС.
- 2.3. Изучение конструкции основных агрегатов ПОС.
- 2.4. Основные неисправности и отказы системы ПОС.
- 2.5. Основные работы по техническому обслуживанию системы ПОС.
- 2.6. Опрос студентов.

3. Противообледенительная система самолёта (ПОС)

3.1. Общие сведения

Образование льда на поверхности ЛА в полете возможно в условиях капельно-жидкостной облачности в диапазоне температур от 0° до -50°С. Обледенение поверхностей крыла, оперения и рулей увеличивает вес ЛА, ухудшает его устойчивость и управляемость; обледенение фонаря кабины пилотов ухудшает обзор из кабины. Образование льда на входных устройствах двигателей может привести к срыву этого льда в воздушный канал двигателя и его повреждению.

Для защиты от обледенения современные ЛА оборудуются противообледенительными системами (ПОС). Наибольшее распространение получили воздушно-тепловые, электротепловые и электроимпульсные ПОС.

В воздушно-тепловых ПОС рабочим телом является воздух, отбираемый от компрессоров двигателей (рис. 1).

В электротепловых ПОС носителем энергии является электрический ток (рис. 2). Защищаемые от обледенения поверхности (например, предкрышки) разбивают на отдельные секции, к которым в целях экономии энергии электрический ток подводится не постоянно, а циклически с помощью специального программного механизма.

Конструкция ПОС лопастей воздушных винтов предусматривает обогрев лопасти на участке 50-75% его длины. Защита от обледенения концов лопастей вследствие нагрева их от трения о воздух и больших центробежных сил, срывающих образующийся лед, не требуется.

Значительными преимуществами по сравнению с рассмотренными выше обладает электроимпульсная система. Она требует значительно меньших затрат энергии, конструктивно проще и легче. Лед удаляется под воздействием упругих волнобразных колебаний в обшивке, возбуждаемых специальными индукторами, к которым периодически подаются электрические импульсы.

Работу воздушно-тепловых противообледенительных устройств проверяют после запуска двигателей при работе их на малом газе.

Проверка работы электротепловых противообледенительных устройств производится с помощью специальных тестеров от источников аэродромного питания или при работающих двигателях от генераторов.

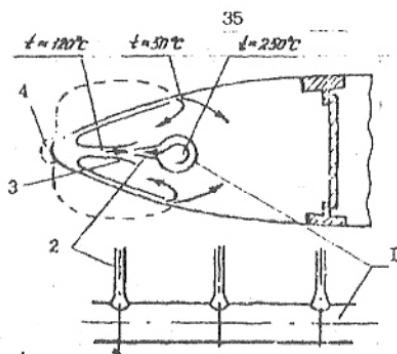


Рис. 1. Схема носовой части крыла (оперения), оборудованной воздушно-тепловой ПОС:
1 - распределительный коллектор; 2 - насадки; 3 - эжектор; 4 - спайка льда.

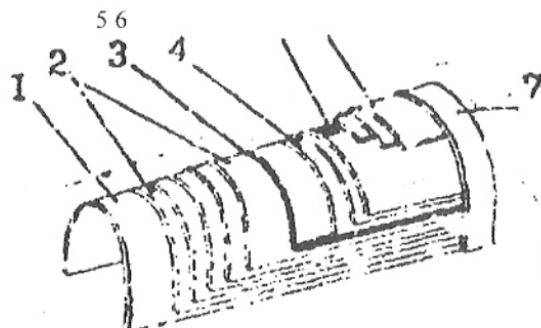


Рис.2. Конструкция электронагревательного элемента передних кромок крыла:
1 - внутренняя обшивка 2,4,6 - стеклоизоляция; 3 - нагревательный элемент; 5 - тепловой нож; 7 - внешняя обшивка

3.2. Характерные признаки обледенения и способы его предупреждения

Обледенение поверхностей самолета в большинстве случаев происходит при его полете в среде, содержащей влагу во взвешенном состоянии при температуре от 0 до -30° С. На интенсивность обледенения влияют температура и относительная влажность среды, скорость полета самолета, его аэродинамическая компоновка и состояние поверхностей.

Причинами быстрой кристаллизации переохлажденных капель воды при их соприкосновении с поверхностями агрегатов самолета являются наличие на них

мельчайших кристаллов льда и пыли, служащих центрами кристаллизации, а также образование ультразвуковых волн при ударе капель о поверхность и наличие их в спектре звуковых колебаний при работающих двигателях, что ускоряет течение процесса обледенения.

Наряду с обледенением, обусловленным переохлаждением капель жидкости, имеет место качественно отличный его вид — сублимационное обледенение, которое происходит вследствие быстрого перехода водяных паров непосредственно в твердое состояние.

Сублимационное обледенение при малой относительной влажности среды не представляет опасности. Но при попадании самолета в зону, содержащую влагу в капельном состоянии, эти тонкие инеобразные льдинки, играя роль центров кристаллизации, становятся причиной лавинообразного обледенения поверхностей

самолета.

Ледяные наросты могут быть стекловидными, с гладкой наружной поверхностью, или мутно-белыми с шероховатой поверхностью.

Стекловидный лед нарастает с большой скоростью и принимает на поверхностях агрегатов самолета желобообразную или рогообразную конфигурации в продольном сечении. Имея широкую зону захвата, он оказывает значительное влияние на ухудшение аэродинамических характеристик самолета и вызывает вибрацию его частей. Обледенение воздухозаборника и входных устройств двигателей и винтов приводит к возникновению вибраций, помпажу двигателей, срыву пламени в камерах сгорания и в итоге — к остановке двигателей. Кроме того, сорвавшиеся с воздухозаборника куски льда при попадании в компрессор могут стать причиной разрушения его лопаток, а затем и всего двигателя. Серьезную опасность таит обледенение лобовых стекол фонарей пилотов и антенн радиоэлектронного оборудования.

Образование мутно-белого льда является наиболее часто возникающим видом обледенения. Поскольку обледенение охватывает небольшую зону, а наросты льда имеют клинообразный профиль, большой опасности для самолета оно не представляет.

Независимо от вида льда обледенение приводит к увеличению массы самолета, усложнению его пилотирования и росту удельного расхода топлива двигателями.

Для безопасности полетов над сушей в диапазоне температур наружного воздуха до -20° С и над морем — в диапазоне до -30° С все современные самолеты оборудуются противообледенительными системами (ПОС). Даже сверхзвуковые самолеты, несмотря на возникновение кинетического нагрева передних кромок агрегатов, должны иметь ПОС, так как при взлете и на посадке они могут быть подвержены интенсивному обледенению.

Своевременное предупреждение пилотов о начале обледенения осуществляется установленными на самолете системами сигнализации. В зависимости от метода, положенного в основу принципа работы, сигнализаторы

можно условно подразделить на две основные группы: косвенного и прямого действия.

Сигнализаторы косвенного действия реагируют на наличие капель воды в воздушной среде, что проявляется в виде изменения теплоотдачи, электропроводности или других косвенных характеристик среды. К этой группе относятся электропроводные, тепловые и локационные сигнализаторы.

Сигнализаторы прямого действия реагируют на наличие слоя льда на датчике. К ним относятся механические, пневмоэлектрические и радиоизотопные сигнализаторы.

3.3 Агрегаты противообледенительной системы

Рассмотрим принцип действия пневмоэлектрических и радиоизотопных сигнализаторов, получивших наиболее широкое применение в авиации.

На рис. 3 показаны компоновка и принципиальная схема пневмоэлектрического сигнализатора о наличии льда на передних кромках крыла, оперения или воздухозаборника двигателя.

При включении АЗС-1 перед взлетом сигнальная лампочка Л или табло с надписью «Обледенение» на приборной доске пилота загораются и указывают на работоспособность системы. В полете, если не возникает обледенения, воздушный поток поступает в приемник 2 через отверстия обшивки 1, а затем по трубопроводу 3 в рабочую полость сигнализатора. Под действием этого давления происходит прогиб мембранны 5, которая через шток 4 передает усилие на кнопку микровыключателя 7. Срабатывая, он размыкает нормально-замкнутые контакты. Сигнальная лампочка или табло при этом гаснет, указывая на отсутствие обледенения передней кромки агрегата.

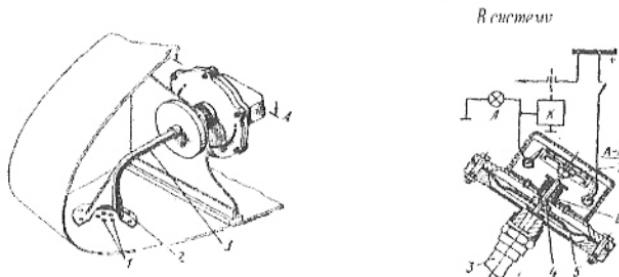


Рис. 3. Компоновка и принципиальная схема пневмоэлектрического сигнализатора обледенения:

1 — отверстия; 2 — приемник давления; 3 — трубопровод; 4 — шток; 5 — мембрана; 6 — пружина; 7 — микровыключатель

В случае возникновения обледенения отверстия в обшивке закрываются льдом. Вследствие этого давление в полости сигнализатора становится равным давлению среды в том отсеке агрегата, где он установлен. Под действием пружины 6 шток и мембрana возвращаются в исходное положение. Кнопка микровыключателя освобождается и происходит замыкание электрической

цепи сигнальной лампочки или лампочки табло. Их загорание указывает пилоту о начале обледенения того или иного агрегата.

Сигнализатор может быть также использован в качестве исполнительного органа автоматического включения противообледенительной системы. В случае возникновения обледенения ток поступает не только на сигнальную лампочку или табло, а также на обмотки контактора К. Он срабатывает и при включении АЗС-2 замыкает цепи питания системы включения ПОС.

Существенным недостатком подобных сигнализаторов является возможность ложного срабатывания в случае засорения отверстий приемника давлений.

Радиоизотопный сигнализатор типа РИО-3, структурная схема которого изображена на рис. 4 относится к группе приборов бесконтактной сигнализации наличия льда. Комплект сигнализатора состоит из датчика и электронного блока.

Датчик устанавливается в таком месте, на котором его полый штырь находится в невозмущенном воздушном потоке. Внутри штыря помещается ампула А с источником бета-излучения (стронций-90 или иттрий-90), а по всей высоте на электроизоляционном каркасе намотан нагревательный элемент Rh для сбрасывания образовавшегося льда. Периодическое включение нагревателя необходимо для выявления прекращения обледенения.

Поток бета-частиц, проходя через прорезь в корпусе штыря под определенным углом к поверхности фланца датчика, облучает галогенный газоразрядный счетчик СЧ. Если обледенение отсутствует, блок задержки БЗ сбалансирован, и сигнал на лампочку Л или на табло не поступает.

С момента возникновения обледенения штыря датчика интенсивность потока бета-частиц уменьшается, что приводит к разбалансировке электронного блока. Счетчик импульсов СЧ преобразует интенсивность излучения в ряд последовательных импульсов, которые после усиления преобразуются формирователем Ф в прямоугольные нормализованные импульсы. Импульсы положительной полярности поступают в исполнительный каскад ИК, а отрицательной полярности — на вход интегратора, где происходит изменение их амплитуд пропорционально скорости следования импульсов. Если амплитуды импульсов выше некоторой пороговой величины, пороговый каскад ПК замыкает контакты реле. В исполнительном каскаде ИК в результате дифференцирования импульсов, поступающих с формирователя и порогового каскада при наличии льда на датчике толщиной 0,3 мм и более, включается исполнительное реле блока задержки БЗ. В этом блоке имеется два реле. Одно из них обеспечивает увеличение времени нагрева штыря датчика до 5 с для полного сбрасывания льда, а второе — задержку на 20 с от времени подачи сигнала о начале обледенения на сигнальную лампочку Л или световое табло и в систему управления ПОС.

Для предотвращения перегрева нагревательного элемента датчика и срабатывания ПОС на стоянке, где отбор тепла недостаточен, в электросистеме РИО предусмотрена блокировка этих цепей концевым выключателем К. Подключение цепей к БЗ электронного блока происходит только после взлета

самолета нажатием стойки шасси на исполнительный шток концевого выключателя.

Для защиты агрегатов самолета от обледенения используются механические, физико-химические и тепловые способы борьбы с образованием льда на их поверхностях. Нередко на практике применяются ПОС, основанные на использовании комбинации нескольких способов защиты. В зависимости от характера работы ПОС подразделяются на системы постоянного и циклического действия.

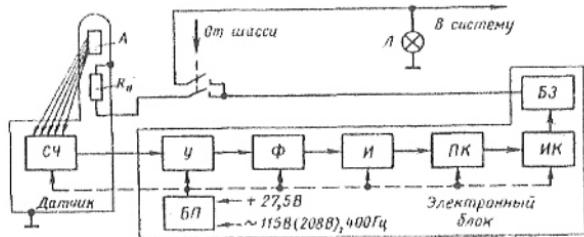


Рис. 4. Структурная схема радиоизотопного сигнализатора типа РИО-3

При работе ПОС постоянного действия на расчетном режиме образование льда не происходит. Работающая ПОС циклического действия допускает образование безопасной для самолета корки на защищаемой поверхности с последующим его удалением.

3.4. Принцип действия противообледенительной системы

Механические противообледенительные системы. Принцип действия механических ПОС заключается в механическом деформировании слоя льда с последующим его сбрасыванием под действием аэродинамических, центробежных или других внешних силовых факторов.

В основу принципа действия электроимпульсных ПОС положено явление возбуждения в материале обшивки агрегата упругих волн напряжений с крутым передним фронтом. Они вызывают в ледяном слое напряжения, превосходящие его динамическую прочность, но не вызывают усталостных явлений в материале конструкции агрегата. Возникающий скачок напряжений при водит к мгновенному разрушению льда с последующим его удалением с поверхности набегающим потоком воздуха.

Преобразование электрических импульсов и импульсов упругих деформаций осуществляется в индукторах вихревых токов, представляющих собой соленоиды без сердечников. Поступающие из конденсаторных наполнителей электроэнергии импульсы электрической энергии проходят через обмотки соленоидов и создают в них переменное магнитное поле высокой частоты. Это поле, в свою очередь, наводит в металлической обшивке агрегат переменные вихревые токи и соответствующие упругие деформации, достаточные для разрушения льда. Практика эксплуатации электроимпульсных систем на самолёте показала их высокую надёжность при работе в диапазоне температур

разрезается на верхнюю и нижнюю части, что облегчает удаление льда с поверхности агрегата. Значительно улучшаются условия для сбрасывания льда с больших площадей при дополнительной установке поперечных «тепловых ножей». В этом случае образуется своего рода панель ледяного покрова с оплавленными и деформированными кромками, которая удаляется при совместном воздействии ПОС циклического действия и набегающего воздушного потока. В качестве нагревательных элементов смотровых стекол фонарей кабин экипажа используются металлические молекулярные пленки из золота или сплава золота с висмутом. Они наносятся на поверхность стекла напылением этих металлов при испарении в условиях глубокого вакуума, что практически не ухудшает оптические свойства стекла. Такие стекла обладают в то же время свойством отражать инфракрасное излучение и не вызывают возникновение поляризационных или интерференционных эффектов.

Наиболее широкое применение для защиты крыла, оперения и воздухозаборников получили воздушно-тепловые и электротепловые ПОС. Началось внедрение электроимпульсных систем. Вместе с тем следует отметить, что применение воздушно-тепловых систем целесообразно в тех случаях, когда обогреваемые агрегаты расположены недалеко от источника тепла, так как в противном случае создаются затруднения в компоновке трасс и систем регулирования, увеличиваются потери тепла, а также увеличивается масса системы.

Задита винтов ТВД осуществляется с помощью электротепловых ПОС.

Для предотвращения обледенения смотровых стекол фонаря экипажа нашли применение электротепловые ПОС при одновременном обдуве внутренней их поверхности горячим воздухом, что предотвращает запотевание.

Контроль за началом обледенения осуществляется с помощью радиоизотопного сигнализатора обледенения. На щитке противообледенительной системы, расположенном на пульте бортинженера, имеется красная лампочка, которая загорается при срабатывании сигнала начала обледенения.

На этом же пульте бортинженера имеются другие сигнальные лампы, каждая из которых даёт сигнал о начале обледенения определённого элемента самолёта: предкрыльев (жёлтая), входного направляющего аппарата (красная), четыре лампы сигнализации открытия электрокрана двигателя (жёлтые).

4. Основные работы по обслуживанию противообледенительной системы

1. Осмотр каналов автомата обогрева стёкол.
2. Проверка исправности сигнализаторов и приёмников давления в системе противообледенения.
3. Осмотр всех агрегатов и трубопроводов системы; проверка надёжности крепления и отсутствие признаков утечки воздуха.
4. Проверка работы запорных электрокранов двигателей.
5. Проверка работы противообледенительных устройств носков крыла, киля и стабилизатора.

Работа выполняется после запуска двигателей при их работе на режиме малого газа. Для проверки необходимо включить запорные краны двигателей (при этом загораются три желтые лампы)

6. Проверка работы противообледенительных устройств предкрылок. Работа проводится перед каждым вылетом с помощью специального тестера наземной проверки.

7. Проверка работы обогрева стёкол. Работа выполняется перед вылетом путём включения системы

8. Осмотр стёкол. В случае появления на стёклах дефектов, мешающих пилотированию (расслоение триплекса, растрескивание) Стёкла необходимо заменить.

5. Вопросы для самостоятельной проработки

1. К каким последствиям может привести обледенение самолета в полете?
2. Как осуществляется контроль за началом обледенения самолета?
3. Каково назначение сигнальных ламп, переключателей и указателей на пульте бортинженера?
4. Расскажите об устройстве и работе противообледенителей носков крыла, киля и стабилизатора; противообледенителей воздухозаборников двигателей и их ВНА.
5. Что представляют из себя противообледенительные устройства предкрылок и стекол фонаря кабины пилотов? Как работают эти устройства?
6. Какие отказы и повреждения могут возникать в противообледенительных устройствах самолета
7. Дайте характеристику основных работ по ТО системы.

Литература

1. Смирнов И.Н., Жорняк Г.Н. Введение в специальность. Техническая эксплуатация самолётов и двигателей. Часть I. Учебное пособие. М.: МГТУ ГА, 1994.
2. Смирнов Н.Н., Жорняк Г.Н., Уриновский Б.Д. Введение в специальность. Техническая эксплуатация самолетов и двигателей. Часть II. Учебное пособие. М.: МГТУ ГА, 1992.
3. Яковлев Ю.А. Самолёт Ил-86. Конструкция и лётная эксплуатация. Учебное пособие. М.: Воздушный транспорт, 1992.
4. Регламенты технического обслуживания самолёта Ил-86. Москва 1980.
5. Лисицын В.С. Методические указания по проведению стажировки на самолёте Ил-86.
6. Машошин О.Ф. Методические указания по проведению практических работ. Особенности конструкции и технической эксплуатации планера и систем управления механизацией самолёта Ту-154. М.: МГТУ ГА, 1995.

Содержание

1. Методические указания по проведению практических занятий на тему «Управление самолётом».....	3
2. Методические указания по проведению практических занятий на тему «Топливная система самолета».....	17
3. Методические указания по проведению практических занятий на тему «Противообледенительная система самолёта»	32
4. Литература.....	42