



**МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«ДОНСКОЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ»
(ДГТУ)**

ТЕКСТЫ ЛЕКЦИЙ

по дисциплине «Системы и оборудование воздушных судов»

г. Ростов – на – Дону

2025

Лекция №1

Тема: «Системы управления самолетом».

§ 1. Виды и назначение систем управления.

§ 2. Требования к системе управления.

§ 3. Командные посты управления.

§ 4. Кинематика управления.

Цель занятия: Лекции составляют основу теоретического обучения и должны давать систематизированные основы научных знаний по дисциплине, раскрывать состояние и перспективы развития соответствующей области науки и техники, концентрировать внимание обучающихся на наиболее сложных и узловых вопросах, стимулировать их активную познавательную деятельность и способствовать формированию творческого мышления. Ведущим методом в лекции выступает устное изложение учебного материала, сопровождающееся демонстрацией видео и кинофильмов, схем, плакатов, показом моделей, приборов и макетов, использованием электронно-вычислительной техники.

I. Вводная часть: Отобразить тему и учебные вопросы на доске, объявить цель, указать на актуальность данного занятия, довести порядок проведения занятия

II. Основная часть:

§ 1. Виды и назначение систем управления.

Системы управления самолетом можно подразделить на:

- основную систему управления, предназначенную, главным образом, для изменения траекторий движения самолета, его балансировки и стабилизации на задаваемых режимах полета;
- дополнительные системы управления, предназначенные для управления двигателями, шасси, закрылками, тормозными щитками, воздухозаборниками, реактивным соплом и др.

Система управления современным самолетом представляет собой совокупность электронно-вычислительных, электрических, гидравлических и механических устройств, обеспечивающих решение следующих задач:

- пилотирования самолета (изменение траекторий полета) летчиком в неавтоматическом и полуавтоматическом режимах;
- автоматического управления самолетом на режимах и этапах полета, предусмотренных ТТТ;
- создания достаточной мощности для отклонения органов управления;
- реализации на самолете необходимых (заданных) характеристик устойчивости и управляемости самолета;
- стабилизации установленных режимов полета;
- повышения безопасности полета путем своевременного оповещения экипажа о подходе к опасным (по скорости, высоте, перегрузкам, углам атаки, скольжения и крена и другим параметрам) режимам полета и выдачи команд на отклонение органов управления, препятствующих выходу на эти режимы.

Для изменения траектории движения самолета в полете нужно изменять действующие на него силы и моменты. Процесс изменения действующих на

самолет сил и моментов, создаваемых отклонением в полете органов управления, **называется процессом управления.**

В основе процесса управления лежит информация о задачах управления (заданной цели) и текущем состоянии системы (рис.0.1)

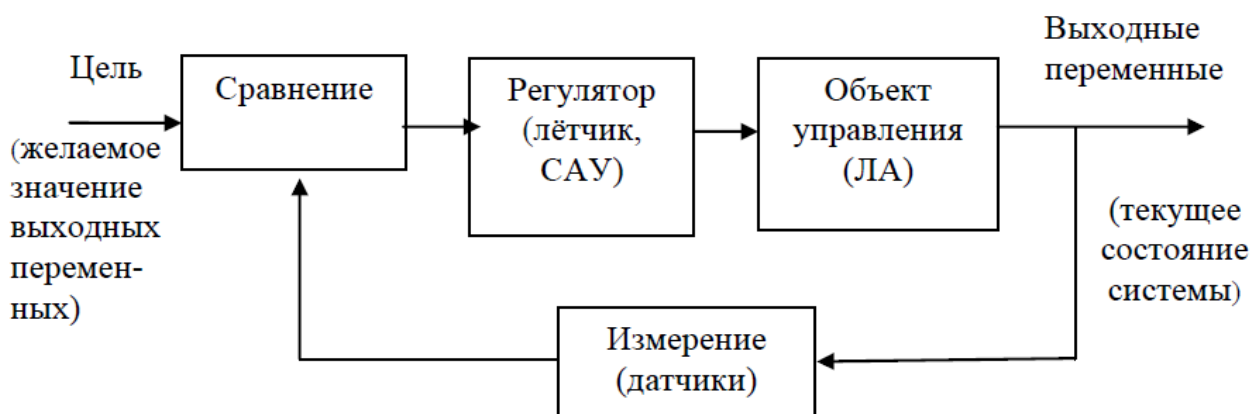


Рис.0.1

В соответствии с этим процесс управления включает следующие основные элементы или этапы:

получение необходимой информации о задачах управления;

получение информации о текущем состоянии объекта управления (ЛА);

анализ полученной информации и выработку решения на управление (на управляющее воздействие);

исполнение принятого решения.

Летчик, визуально и пользуясь показаниями приборов, наблюдает за параметрами движения ЛА в пространстве (направлением, скоростью и другими). Он сравнивает фактические значения параметров движения с заданными, проводит анализ, вырабатывает решение и, исполняя его, воздействует на командные рычаги управления (КРУ). В результате этого воздействия отклоняются органы управления (ОУ), которые изменяют силы и моменты, действующие на ЛА, а соответственно и параметры его движения в желаемом направлении.

Командные рычаги управления – технические устройства, обеспечивающие восприятие и передачу управляющих воздействий летчика.

Органы управления ЛА – технические устройства, с помощью которых регулируются величина и направление сил и моментов, действующих на ЛА.

На современных самолетах применяются ОУ двух видов: аэродинамические и струйные (газодинамические). В зависимости от их предназначения различают (рис. 0.2):



Рис. 0.2. Органы управления современного маневренного самолета:

1 – переднее горизонтальное оперение; 2 – отклоняемые носки крыла;
3 – флапероны; 4 – дифференциальный стабилизатор; 5 – управляемый вектор тяги; 6 – руль направления; 7 – тормозной щиток.

органы продольного управления: управляемый стабилизатор (дифференциальный стабилизатор), переднее горизонтальное оперение, элероны (на самолетах схемы «бесхвостка»), поворотные сопла двигателей, струйные рули;

органы поперечного управления: элероны; элероны, выполняющие функции элеронов; флапероны, выполняющие функции элеронов; интерцепторы; дифференциальный стабилизатор; поворотные сопла двигателей; струйные рули;

органы путевого управления: руль направления, цельноповоротный киль, дополнительные управляемые поверхности в нижней части фюзеляжа, поворотные сопла двигателей, струйные рули;

органы управления, используемые для повышения летно-технических характеристик (ЛТХ): управляемые носки крыла и предкрылки; управляемые закрылки и флапероны; изменяемая стреловидность крыла; интерцепторы; тормозные щитки; реверс тяги;

органы управления скоростью: двигатель; тормозные щитки; тормозной парашют; реверс тяги и др.

В зависимости от степени участия в процессе управления человека системы управления могут быть неавтоматическими, полуавтоматическими, автоматическими и комбинированными. При **неавтоматическом управлении** все функции по управлению ЛА (прием и анализ информации, выработка и исполнение решения) выполняет летчик, который, воздействуя на КРУ, отклоняет непосредственно или с помощью рулевого привода ОУ. Систему управления

будем называть «**ручной**», если она не содержит элементов, улучшающих характеристики устойчивости и управляемости ЛА, и «**ручной автоматизированной**» при включении в нее элементов системы устойчивости и управляемости.

При **автоматическом управлении** все функции по управлению ЛА выполняет система автоматического управления (САУ).

При **полуавтоматическом управлении** часть функций выполняет летчик, часть – автоматические устройства. Характерный пример – директорное управление. При таком управлении прием, анализ информации, выработку управляющего сигнала, так же как и при автоматическом управлении, осуществляет вычислитель САУ, который подает сигнал не на исполнительное устройство САУ (рулевой агрегат), а на директорный командно-пилотажный прибор (КПП). В задачу летчика входит соответствующим отклонением КРУ исполнение команд, выдаваемых директорным прибором в виде отклонения командных стрелок.

Закон управления – математическая или логическая зависимость отклонения ОУ от управляющего воздействия летчика и (или) рассогласования между текущими и заданными параметрами движения ЛА.

§ 2. Требования к системе управления.

Система управления должна обеспечивать в определенных пределах значения характеристик управляемости и устойчивости самолета в зависимости от его типа, весовой категории и диапазона скоростей с тем, чтобы самолет мог выполнять в заданных условиях эксплуатации все задачи, предусмотренные его назначением. Это основное требование (конкретизируемое в специальных нормирующих документах) должно выполняться при соблюдении общих ко всем частям и агрегатам самолета требований минимума массы системы, высокой надежности и безопасности полета, живучести, удобств осмотра, эксплуатации и ремонта. Специфические для системы управления требования:

- * углы отклонения органов управления должны обеспечивать с некоторым запасом возможность полета на всех требуемых полетных и взлетно-посадочных режимах (РВ вверх 20...35°, вниз 15...20°, РН 20...30° в обе стороны, элероны вверх 15...30°. вниз 10...20°, большие значения углов относятся к маневренным самолетам, меньшие - к неманевренным). Крайние положения органов управления должны ограничиваться упорами, выдерживающими расчетные нагрузки;

- * деформация фюзеляжа, крыльев, оперения и проводки механического управления не должна приводить к снижению максимально возможных углов отклонения органов управления и их эффективности или вызывать хотя бы кратковременное заклинивание системы управления;

- * величина максимальных кратковременных усилий на РУ, потребных для пилотирования самолета, зависит от типа и массы самолета и не должна превышать 500...600 Н в продольном управлении, 300...350 Н - в поперечном управлении, 900...1050 Н - в путевом управлении. Усилия на РУ должны нарастать плавно и быть направлены в сторону, противоположную движению

РУ. На продолжительных режимах полета должна обеспечиваться балансировка самолета не только по моментам, но и по усилиям на РУ;

- * система управления должна работать плавно, без заеданий, автоколебаний и опасных вибраций, угрожающих прочности и (или) затрудняющих пилотирование. В проводке системы управления не должно быть люфтов;

- * размещение механизмов тяг, тросов и других деталей системы управления должно исключать возможность соприкосновения их с другими деталями, трения подвижных частей системы управления об элементы конструкции самолета, повреждения или заклинивания в процессе эксплуатации (грузами, пассажирами и т.д.). Силы трения в проводке управления, передающиеся на РУ, также зависят от типа и массы самолета и не должны превышать 30..70Н. При больших значениях этих сил в системе управления надо предусматривать компенсаторы сил трения, снимающие эту нагрузку с РУ;

- * должны быть предусмотрены меры, исключающие возможность рассоединения элементов проводки механического управления, обесточивание или снижение давления в энергетических частях системы;

- * должно быть предусмотрено резервирование и дублирование основных жизненно важных элементов системы управления для повышения ее надежности;

- * для обеспечения высокой безопасности полетов необходимо, чтобы система управления включала устройства, не допускающие выхода самолета на опасные режимы полета и своевременно сигнализирующие о приближении таких режимов;

- * должно быть исключено попадание в систему управления посторонних предметов;

- * должна быть обеспечена независимость действий органов управления по крену и тангажу при отклонении ручки или штурвала.

В систему управления современными самолетами независимо от степени ее сложности и насыщенности автоматикой и приводами в качестве основных и обязательных элементов входят органы управления, расположенные на крыле и оперении, командные посты управления с рычагами управления, находящиеся в кабине экипажа, и проводка управления, соединяющая рычаги управления и другие элементы системы управления с органами управления.

§3. Командные посты управления.

Командные посты управления включают в себя рычаги управления, установленные в кабине экипажа, с помощью которых летчик отклоняет органы управления - рулевые поверхности или просто рули.



В системе управления самолетом используются посты ручного и посты ножного управления.



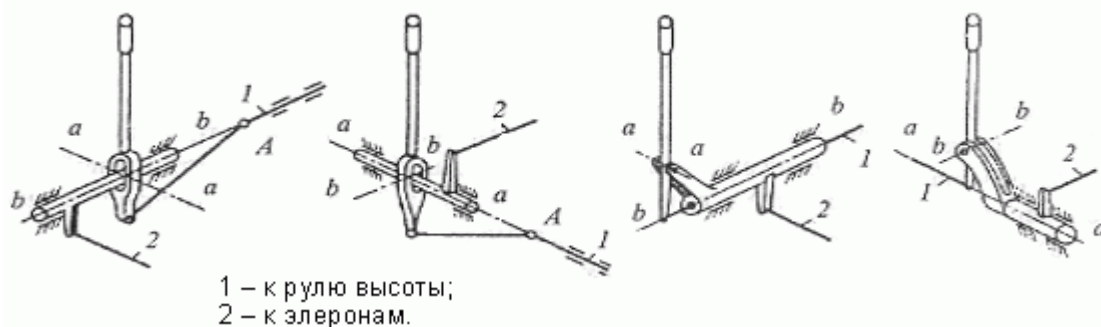
Командные посты ручного управления

Ручка управления. Продольным движением ручки "вперед-назад" отклоняется орган продольного управления - руль высоты или управляемый стабилизатор.



При отклонении ручки вперед - "от себя," самолет поворачивается относительно поперечной оси на уменьшение угла атаки крыла, а при движении ручки "на себя" - угол атаки увеличивается. В результате изменения подъемной силы крыла происходит искривление траектории полета в ту или иную сторону. Движением ручки вбок летчик отклоняет элероны и создает крен самолета в сторону движения

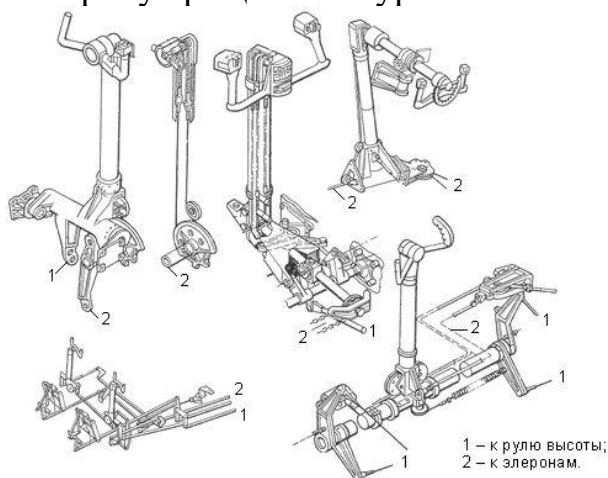
ручки. Независимость отклонения элеронов и органов продольного управления обеспечивается правильным расположением осей вращения ручки "а-а", "в-в" и тяг управления 1 и 2.



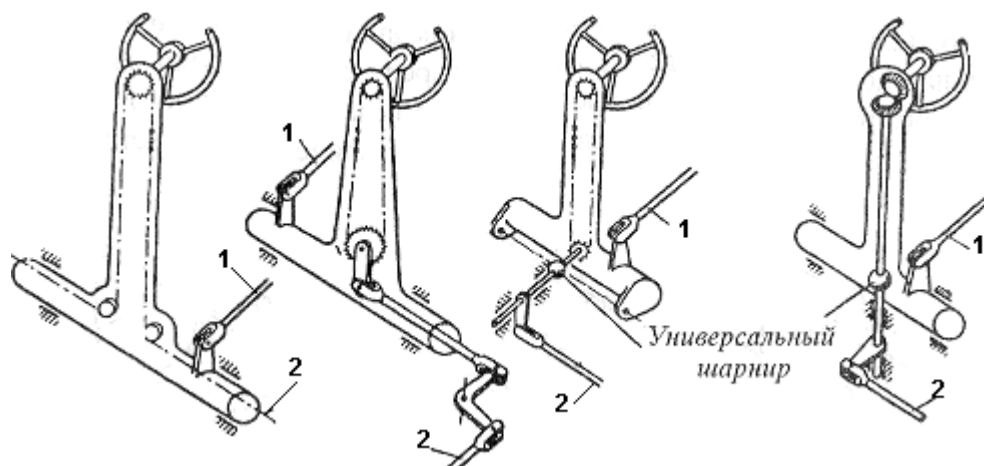
Показанные на этих схемах принципы обеспечения независимости отклонения элеронов и рулей высоты вполне очевидны и не требуют дополнительных пояснений.

Ручка управления обычно используется на маневренных самолетах, обеспечивая простоту и высокую чувствительность управления, что очень важно для таких самолетов.

Штурвальная колонка. Отклонением колонки "вперед-назад" управляют органами продольного управления. Отклонение колонки и движение самолета согласуется точно так же, как и при управлении ручкой. Поворотом штурвала влево или вправо обеспечивается отклонение элеронов и создается крен самолета в сторону вращения штурвала.



Независимость управления элеронами и рулем высоты обеспечивается выводом проводки управления от штурвала строго по оси вращения самой колонки. Жесткая проводка от штурвала на этой оси имеет универсальный шарнир.

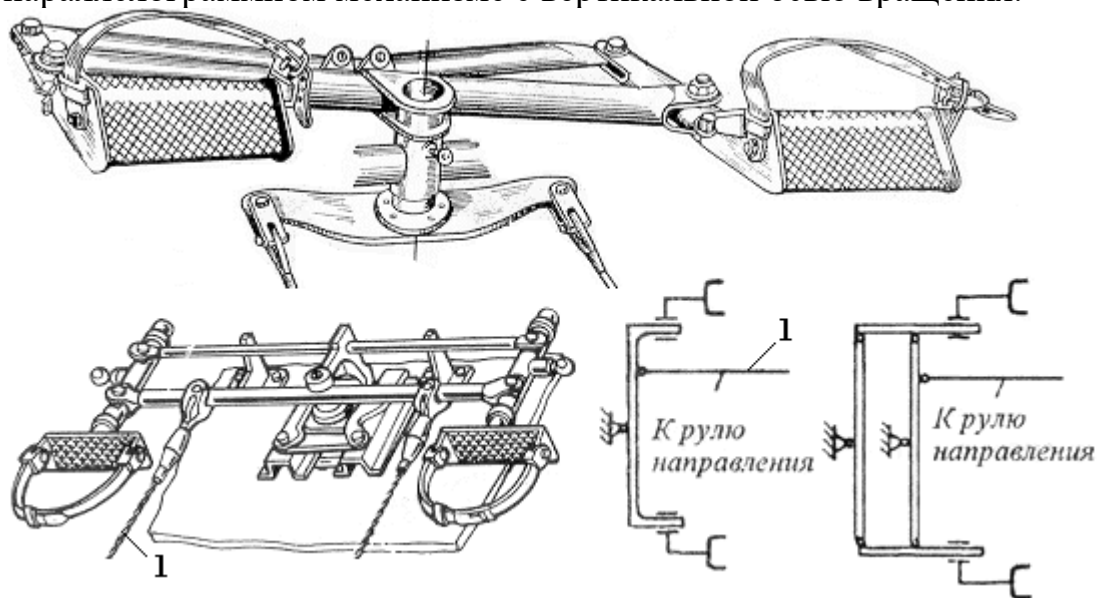


На данной схеме 1 - проводка управления к рулю высоты, 2 - проводка к элеронам.

Командные посты ножного управления

Посты ножного управления выполняются в виде педалей, закрепленных на горизонтально или вертикально расположенных рычагах. Еще одна разновидность - скользящие педали широкого распространения не получили.

Педали с горизонтальными рычагами закрепляются на рычажно-параллелограммном механизме с вертикальной осью вращения.

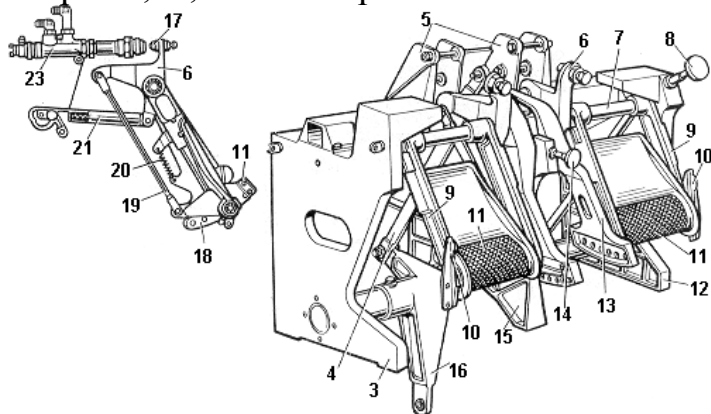


К основному горизонтальному рычагу присоединяется проводка управления 1 руля направления. Параллелограммный механизм обеспечивает поступательное движение педали и ноги летчика без их разворачивания. Для регулировки по росту подножки педалей переставляются относительно рычажного механизма и стопорятся специальными фиксаторами.

Педали с вертикальными рычагами выполняются в виде качающихся рычагов с горизонтальной осью вращения, которая располагается вверху или внизу.

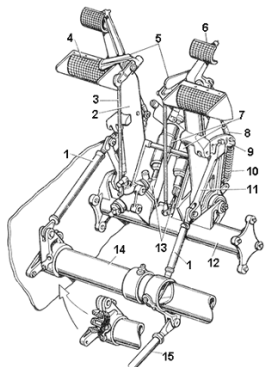


Качающиеся педали с верхним расположением оси подвески закрепляются на опорах 3, 12, 15 и поворачиваются относительно оси 7 в вертикальной плоскости.



Усилие с педалей 11 тягами 4 передается на трехплечую качалку 16 и далее к рулю направления. Качалка 16 обеспечивает движение педалей в разные стороны за счет того, что тяги 4 от левой и правой педалей присоединяются к качалке 16 по разные стороны от оси ее вращения. Каждая педаль при отжатом фиксаторе 10 может переставляться относительно сектора 13, связанного с трехплечей качалкой 16, что обеспечивает регулировку педалей по росту. Нажатием носком ноги на верхнюю часть педали усилие тягой 19 передается на тормозной редукционный клапан 23, обеспечивая торможение колес шасси. На стоянке редукционные клапаны могут фиксироваться в нажатом положении кнопкой 8, обеспечивая стояночное торможение.

Качающиеся педали с нижним расположением оси вращения состоят из двух подножек 4, которые установлены на вертикальных рычагах 2, шарнирно закрепленных на кронштейне 12. Каждый рычаг связан тягами 1 с валом 14, к которому присоединяется тяга руля направления 15. Тяги 1 левой и правой педалей присоединяются к валу 14 по разные стороны от его оси вращения, что обеспечивает отклонение педалей в разные стороны.



На каждой педали смонтированы тормозные подножки 6, передающие движение к тормозным редукционным клапанам 7. Для регулировки по росту отклонением вбок рукоятки 5 поднимается вверх регулировочная гребенка 9, связанная с рычагом педали, и штифт кронштейна 11 может переставляться в один из трех пазов регулировочной гребенки. При отпускании рукоятки 5 пружина 10 опускает гребенку вниз и обеспечивает соединение рычага педали с кронштейном 11.

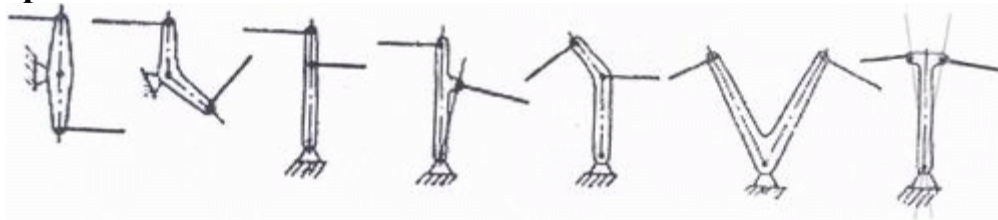
§ 4. Кинематика управления.

Кинематическая схема системы управления увязывает перемещения командных рычагов с требуемыми углами отклонения рулевых поверхностей. С

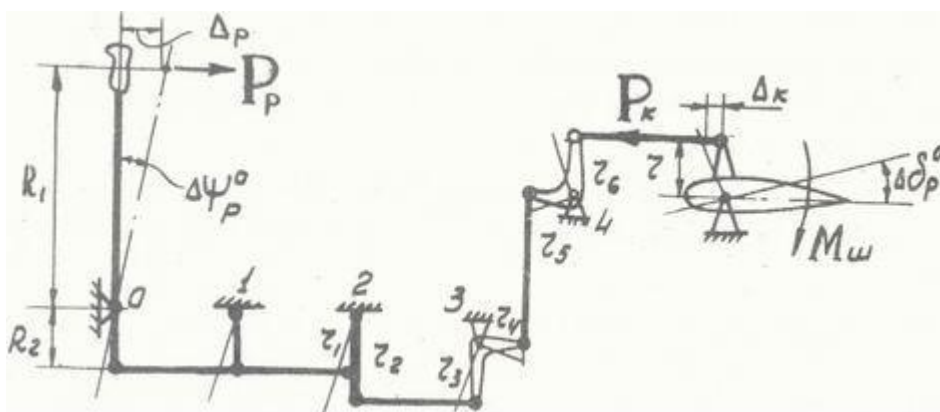
точки зрения кинематики различают системы симметричного и системы дифференциального управления рулями.

Симметричное управление

При симметричном управлении одинаковым отклонениям (перемещениям) командного рычага в обе стороны от нейтрального положения соответствуют одинаковые углы отклонения руля в ту и другую стороны. Такое управление всегда требуется в канале управления рулем направления, а также может использоваться и в каналах управления рулем высоты и элеронами. Чтобы обеспечить симметричное управление следует придерживаться одного простого правила - **все углы между тягами (тросами) и рычагами качалок должны быть прямыми - 90°** .

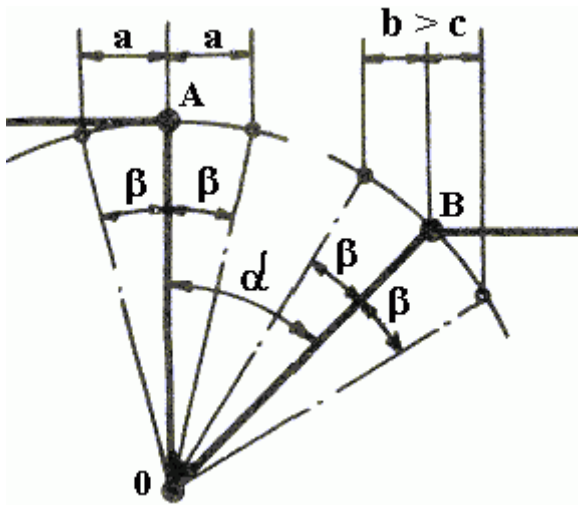


Это относится и к тягам, присоединяемым к командным рычагам, а также тягам, присоединяемым к кабанику рулевой поверхности: угол между осью тяги и осью рычага кабанчика должен быть прямым. Принципиальная схема симметричного управления показана на рисунке.



Дифференциальное управление

Дифференциальное управление позволяет при одинаковых (симметричных) отклонениях командного рычага в обе стороны от нейтрального положения получать разные углы отклонения руля. Такая кинематика отклонения может использоваться в системах поперечного управления, обеспечивая больший угол отклонения элерона вверх по сравнению с углом отклонения вниз. В результате уменьшается возникающий при отклонении элеронов путевой момент, снижающий эффективность поперечного управления. Дифференциальное отклонение может иметь и руль высоты, у которого угол отклонения вверх всегда значительно больше угла отклонения вниз. Простейшим механизмом дифференциального отклонения руля может служить двухплечая качалка, у которой угол между осью рычага и осью тяги отличен от прямого.

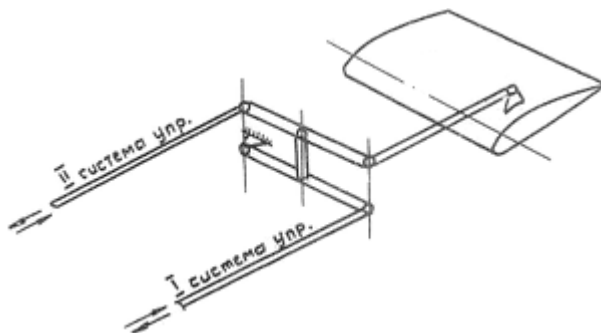


Степень дифференциальности отклонения руля определяется соотношением перемещений точки крепления рулевой тяги (В) в обе стороны от нейтрального положения при симметричном отклонении управляющей тяги летчика (А):

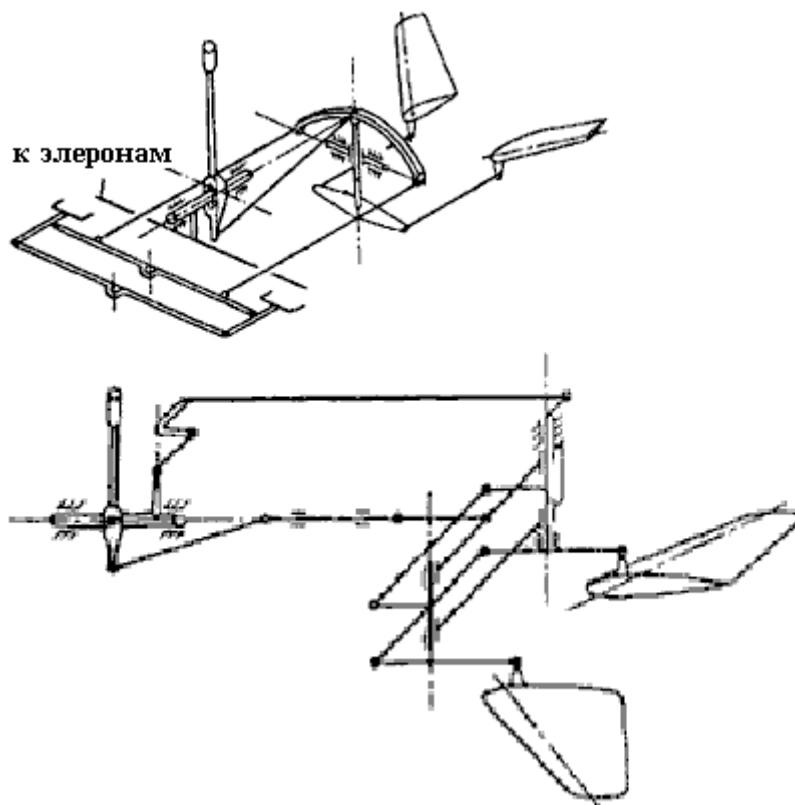
$$\frac{b}{c} = \frac{\sin \alpha - \sin(\alpha - \beta)}{\sin(\alpha + \beta) - \sin \alpha}$$

Управление комбинированными органами управления

Комбинированные органы управления - элевоны, зависающие элероны, рули V-образного оперения и др. должны отклоняться управляющими сигналами двух независимых систем.



Независимая работа руля от двух систем обеспечивается включением в проводку управления специального смесительного механизма, показанного на рисунке, который обеспечивает отклонение руля как сигналами одной, так и сигналами другой системы. Возможны и другие схемы управления комбинированными рулевыми поверхностями. Один из них показан на следующем рисунке:



III. Заключительная часть

Преподаватель напоминает тему, учебные цели и вопросы занятия отмечает положительные отрицательные моменты при проведении занятия отвечает на вопросы, объявляет оценки, поясняет порядок подготовки к следующему занятию.

Литература.

1. Корнеев, В.М. Конструкция и основы эксплуатации летательных аппаратов : конспект лекций / В.М. Корнеев. – Ульяновск : УВАУ ГА(и), 2009. – 130 с. (6.1.1)
2. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов : Учебник для студентов авиационных специальностей вузов. - 3-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 2005. – 406с. (6.1.2)
3. Системы управления летательных аппаратов: учебник для курсантов и слушателей вузов ВВС/под редакцией Воробьева В.В.:Изд. ВВИА, 2008. - 203 с.

Лекция №2

Тема: «Шасси».

§ 1. Основные схемы шасси

§ 2. Основные конструктивные особенности стоек шасси.

§ 3. Системы уборки и выпуска шасси.

§ 4. Тормозная система шасси.

§ 5. Система поворота колес передней опоры

Цель занятия: Лекции составляют основу теоретического обучения и должны давать систематизированные основы научных знаний по дисциплине, раскрывать состояние и перспективы развития соответствующей области науки и техники, концентрировать внимание обучающихся на наиболее сложных и узловых вопросах, стимулировать их активную познавательную деятельность и способствовать формированию творческого мышления. Ведущим методом в лекции выступает устное изложение учебного материала, сопровождающееся демонстрацией видео и кинофильмов, схем, плакатов, показом моделей, приборов и макетов, использованием электронно-вычислительной техники.

I. Вводная часть: Отобразить тему и учебные вопросы на доске, объявить цель, указать на актуальность данного занятия, довести порядок проведения занятия

II. Основная часть:

§ 1. Основные схемы шасси

Шасси предназначено для стоянки и передвижения самолета по земле. Оно оснащено амортизаторами, поглощающими энергию ударов при посадке и при передвижении по земле, и тормозами, обеспечивающими торможение самолета при пробеге и рулении.

Шасси обязано отвечать таким специальным требованиям:

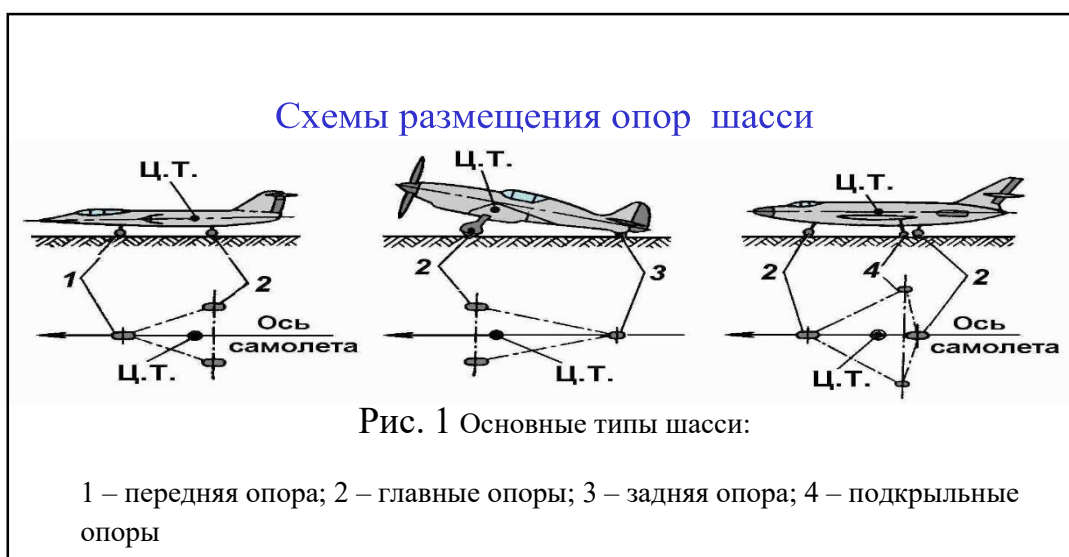
- Управляемость и устойчивость аппарата при перемещении по земле.
- Иметь необходимую проходимость и не наносить урон взлетной полосе.
- Должно позволять летательному средству осуществлять развороты на 180 градусов при рулежке.
- Исключать возможность опрокидывания самолета или касания другими частями аппарата, кроме шасси, при посадке.
- Поглощение силы удара при посадке и передвижении по неровной поверхности. Быстрое гашение колебаний.
- Низкие показатели сопротивления при разбеге и высокая эффективность торможения при пробеге.
- Относительно быстрая уборка и выпуск системы шасси.
- Наличие аварийной системы выпуска.
- Исключение автоколебаний стоек и колес шасси.
- Наличие системы сигнализации о положении шасси.



Кроме этих показателей, шасси самолета должно отвечать требованиям ко всей конструкции летательного аппарата. Такими требованиями являются:

- Прочность, долговечность, жесткость конструкции при минимальных показателях веса.
- Минимальное аэродинамическое сопротивление системы в убранном и выпущенном положении.
- Высокие показатели технологичности конструкции.
- Долговечность, удобство и экономность при эксплуатации.

Для устойчивого положения самолета на земле необходимы минимум три опоры.



В зависимости от расположения опор шасси относительно центра тяжести самолета различают следующие основные схемы: а) с передней опорой, б) с хвостовой опорой и в) велосипедного типа (рис. 1).

Схема шасси и ее параметры определяют характеристики устойчивости и управляемости самолета при его движении по грунту, влияют на нагружение опор.

Трехопорная схема шасси с передней опорой характеризуется наличием двух основных опор, расположенных несколько позади центра тяжести, и одной передней, вынесенной на значительное расстояние вперед от центра тяжести самолета. Такая схема пришла на смену схеме шасси с хвостовой опорой.

Трехопорная схема шасси с хвостовой опорой в настоящее время применяется редко, в основном на легких учебных и вспомогательных самолетах.

Применяется также велосипедная (двухопорная) схема шасси.

На современных самолетах наибольшее распространение получила трехопорная схема шасси с передней опорой. Объясняется это следующим: носовая стойка предохраняет самолет от капотирования, что позволяет более энергично затормаживать колеса; предотвращается «козление» самолета, т.к. центр тяжести располагается впереди основных колес, и при ударе основными стойками о ВПП при посадке угол атаки и коэффициент подъемной силы крыла (C_y) уменьшаются.

Кроме этого горизонтальное положение оси фюзеляжа обеспечивает хороший обзор экипажу, создает удобства для пассажиров, облегчает загрузку самолета тяжелыми грузами, позволяет размещать реактивные двигатели горизонтально, при этом газовая струя не разрушает аэродрома, обеспечивает самолету хорошую устойчивость при пробеге и разбеге.

Вместе с тем, схема шасси с передней опорой имеет и недостатки: сложность передвижения по мягкому и вязкому грунту, т.к. «зарываются» колеса передней опоры; большая опасность при посадке с поврежденной передней опорой.

Основные геометрические параметры трехопорного шасси с передней опорой (рис. 2) – это продольная база, колея, высота шасси, вынос основных опор относительно центра тяжести, а также углы: посадочный (угол между поверхностью земли и касательной к задней части фюзеляжа, исходящей из точки соприкосновения колес основных опор и грунта), угол выноса основных опор. Примером самолетов можно назвать Ту-154 и Boeing 747.

Большинство перечисленных параметров связаны между собой. С целью уменьшения веса стоек желательно иметь небольшую высоту шасси. Однако чтобы обеспечить посадочный угол атаки, высоту стоек приходится увеличивать. Посадочный угол выбирается из условия, чтобы при посадке самолет не касался грунта хвостовой частью фюзеляжа.

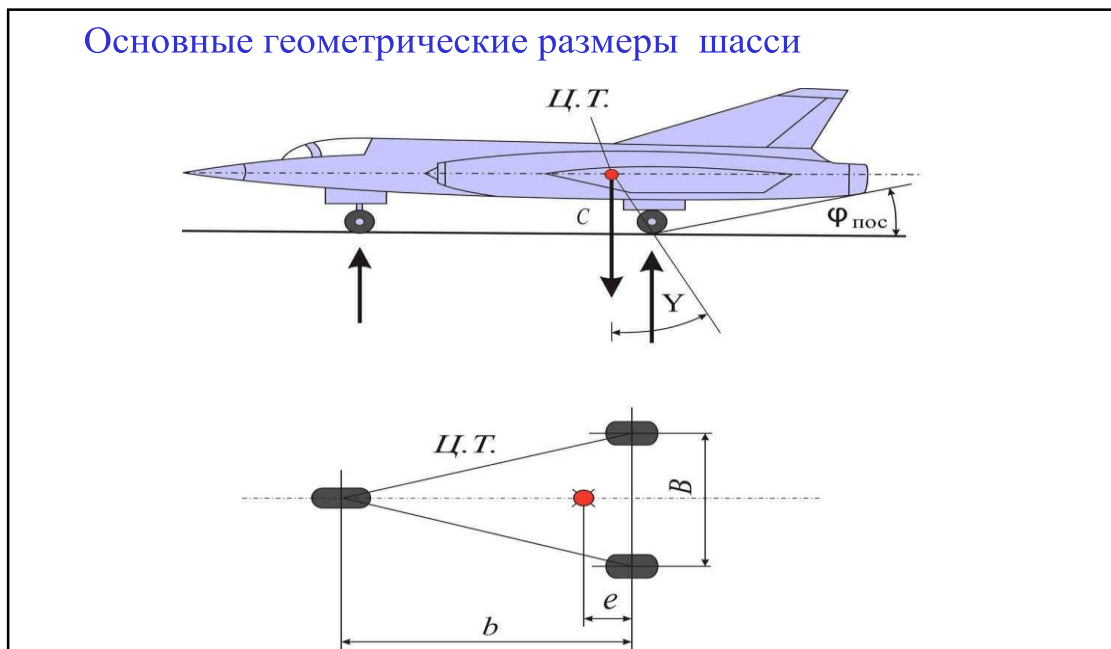


Рис. 2. Параметры трехопорного шасси с носовым колесом

Угол выноса шасси должен быть больше посадочного угла, для того чтобы при посадке предотвратить опрокидывание самолета на хвостовую часть.

Вынос основных опор шасси относительно центра тяжести обычно составляет 10–12 % от базы шасси, что влияет на распределение нагрузки между опорами.

Колея шасси влияет на характеристики поперечной устойчивости, а также на управляемость самолета при движении по грунту.

Велосипедная схема шасси характеризуется наличием двух основных опор, расположенных под фюзеляжем, и двух подкрыльных стоек, основное назначение которых – предохранить самолет от опрокидывания на крыло.

Велосипедная схема шасси – вынужденная схема. Переход к ней обусловлен трудностями размещения опор на крыле, особенно на больших самолетах с высокорасположенным крылом, у которых длина стоек при расположении под крылом может достигать 3–4 м и более.

При велосипедной схеме шасси из-за сравнительно большой нагрузки на переднюю опору отрыв ее на взлете затрудняется. Для облегчения взлета в конструкцию шасси включают механизм «вздыбливания» передней опоры или «приседания» задней опоры. Вздыбливание увеличивает угол атаки крыла на 2–4°, благодаря чему увеличивается подъемная сила. Дополнительные механизмы («вздыбливания», уборки и выпуска подкрыльных стоек) усложняют конструкцию шасси и понижают уровень безопасности полетов. Подобная схема позволяет достичь высоких показателей аэродинамики крыла. В ту же очередь возникают сложности с техникой приземления и расположения оружия. Примерами таких самолетов являются Як-25, Boeing B-47, Lockheed U-2.

Многоопорные схемы шасси (рис. 3) фактически соответствуют трехопорной схеме с передней опорой и применяются на самолетах повышенной проходимости и на тяжелых самолетах, которые требуют большого количества колес. Многоопорное шасси применяется на самолетах с большой взлетной массой. Данный тип шасси позволяет равномерно распределить вес самолета на

ВПП, что позволяет снизить степень урона полосе. В этой схеме спереди могут стоять две и более стойки, но это снижает маневренность машины на земле. Для повышения маневренности в многоопорных аппаратах основные опоры также могут управляться, как и носовые. Примерами многостоечных самолетов является Ил-76, «Боинг-747».

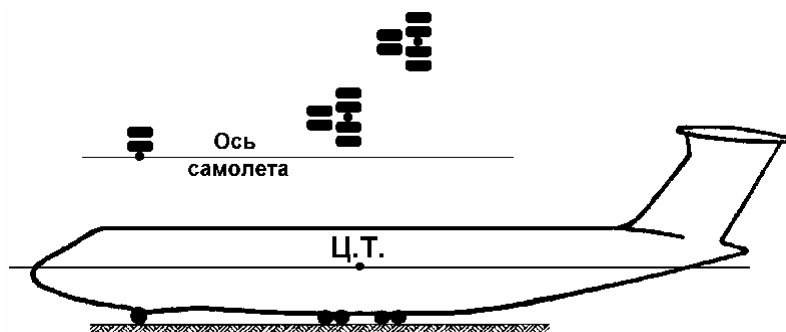


Рис. 3. Многоопорное шасси

§ 2. Основные конструктивные особенности стоек шасси

В зависимости от назначения, характера нагружения и выполняемой работы различают следующие основные элементы стойки: силовые элементы, элементы кинематики и управления, амортизирующие устройства.

Амортизирующие устройства (амортизационные стойки, пневматики колес, гасители колебаний и т.д.) поглощают и рассеивают энергию ударов самолета о землю, уменьшают действующие нагрузки и препятствуют возникновению колебаний при посадке и движении по земле.



Рис. 4. Типы стоек: а – телескопическая; б – рычажная; в – полурычажная

Телескопические стойки (рис. 4, а) устанавливают на самолетах, эксплуатируемых на бетонных и хорошо укатанных грунтовых ВПП, т.к. такая стойка плохо воспринимает продольные и боковые силы.

У стоек с рычажной подвеской колес (см. рис. 4, б) нагрузки с колес на шток амортизатора передаются через промежуточный подвижный элемент – рычаг. Такая стойка может амортизировать не только вертикальные, но и передние удары. При этом амортизатор стойки работает только на сжатие (растяжение).

Отсутствие сил прижатия букс и сил заклинивания штока обеспечивает благоприятные условия для работы уплотнений амортизатора. Поэтому давление зарядки амортизатора в этой схеме может составлять до 100 кгс/см^2 и более против $30\text{--}40 \text{ кгс/см}^2$ в телескопических стойках. Единственный недостаток рычажных стоек – они тяжелее телескопических.

Полурычажные стойки (см. рис. 4, в) легче рычажных, но тяжелее телескопических. В то же время они неплохо работают на восприятие продольных сил, но плохо на боковые.

К дополнительным опорам относятся предохранительные хвостовые опоры самолетов с передней стойкой шасси, предотвращающие переворачивание самолета на хвост при нарушении центровки.



Лыжное шасси

Лыжное шасси служит для посадки летательных аппаратов на снег. Данный тип используется на самолетах специального назначения, как правило, это машины с небольшой массой. Параллельно с данным типом могут использоваться и колеса.

§3. Системы уборки и выпуска шасси

Составляющие части шасси самолета

- Амортизационные стойки обеспечивают плавность хода самолета при полете и разгоне. Основной задачей является гашение ударов в момент приземления. В основе системы используется азотно-масляный тип амортизаторов, функцию пружины выполняет азот под давлением. Для стабилизации используются демпферы.
- Колеса, установленные на самолеты, могут отличаться по типу и размеру. Колесные барабаны изготавливаются из качественных сплавов магния. В отечественных аппаратах их окрашивали в зеленый цвет. Современные самолеты оснащены колесами пневматического типа без камер. Они

заполняются азотом или воздухом. Шины колес не имеют рисунка протектора, кроме продольных водоотводящих канавок. С помощью их также фиксируется степень износа резины. Разрез шины имеет округлую форму, что позволяет достичь максимального контакта с полотном.

- Пневматики самолетов оснащаются колодочными или дисковыми тормозами. Привод тормозов может быть электрическим, пневматическим или гидравлическим. С помощью данной системы сокращается длина пробега после посадки. Летательные аппараты с большой массой оснащаются многодисковыми системами, для повышения их эффективности устанавливается система охлаждения принудительного типа.
- Шасси имеет набор тяг, шарниров и раскосов, которые позволяют осуществлять крепление, уборку и выпуск.

Главные стойки шасси на легких самолетах обычно убираются в крыло или частично в крыло и в фюзеляж, а на тяжелых самолетах – в специальные гондолы на крыле или в фюзеляж (рис. 5). Передние стойки убираются в носовую часть фюзеляжа.

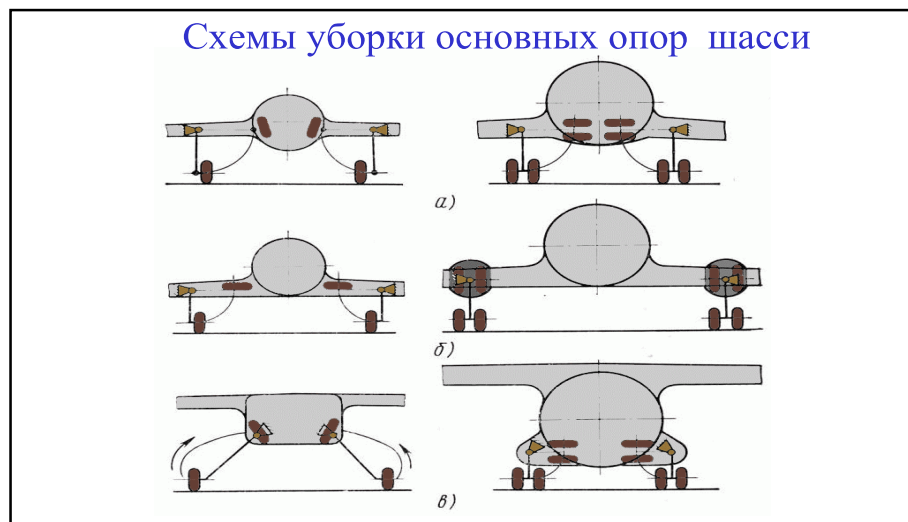


Рис. 6.5. Основные схемы уборки главных стоек шасси:

а – колеса убираются в фюзеляж, главные стойки крепятся к крылу; б – шасси убирается в крыло; в – шасси убирается в фюзеляж

Убираются стойки вращением их в основном относительно одной оси и редко относительно двух осей (уборка с разворотом). Колесные тележки практически всегда при убирании поворачиваются относительно стойки так, чтобы в убранном положении занимать наименьший объем.

На большинстве самолетов передние стойки убираются движением вверх – вперед (против потока), реже вверх – назад (рис. 6). В аварийном случае способ вверх – вперед обеспечивает выпуск передней стойки под действием ее веса и набегающего потока воздуха. В крайних положениях (убранном и выпущенном) стойки должны жестко фиксироваться для предотвращения складывания при движении самолета по аэродрому или самопроизвольного выпадания стоек при действии перегрузок в полете.

Схемы уборки передней опоры шасси

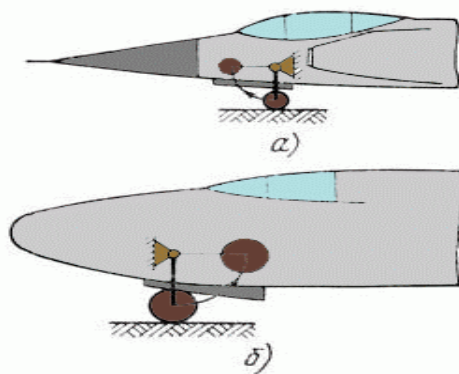


Рис. 6. Основные схемы уборки передней стойки шасси: а – против полета; б – по полету

Уборка и выпуск шасси производятся с помощью гидроприводов. Командный сигнал управления вводится в систему экипажем с помощью рычага управления шасси. В первую очередь открываются замки створок, затем сами створки. После этого срабатывают замки убранного (или выпущенного) положения стоек и идет процесс выпуска (или уборки) стоек. После фиксации стоек в выпущенном (или убранном) положении закрываются створки. На случай отказа основной системы выпуска шасси самолеты, как правило, оборудуются системой для аварийного (механического) выпуска шасси с помощью ручного открытия замков створок и замков убранного положения шасси.

Для контроля фиксированных положений стойки в кабине установлена световая электрическая сигнализация и механические указатели на крыле и фюзеляже. Световая сигнализация осуществляется зелеными и красными светосигналами, расположенными на светосигнальном табло.

При закрытых замках выпущенного положения шасси на светосигнальном табло горят зеленые светосигнализаторы. В момент выпуска или уборки шасси горят красные светосигнализаторы, которые гаснут при постановке опор на замки убранного или выпущенного положения и при закрытых замках створок. В убранном положении шасси и при закрытых створках ничего не должно гореть. Для проверки светосигнализаторов (и одновременно сирены невыпущенного положения шасси) на светосигнальном табло имеется кнопка. Механические указатели основных опор шасси расположены на консолях крыла, механический указатель положения передней опоры – на среднем пульте в кабине экипажа. Кроме того, самолеты оборудуются сигнализацией о необходимости выпуска шасси, предупреждающей экипаж перед посадкой, что шасси убрано.

Система имеет блокировку, исключающую возможность уборки шасси на земле. Если будет отмечена противоречивая сигнализация положения шасси на мнемоиндикаторе и светосигнальном табло или несоответствие сигнализации положению органов управления шасси, по совокупности информации необходимо

выявить истинное положение шасси и действовать в соответствии с ситуацией. При необходимости истинное положение шасси определяется визуально.

§ 4. Тормозная система шасси.

Тормозная система предназначена для торможения на рулении, пробеге и стоянке самолета. Величина коэффициента трения между колесом и поверхностью аэродрома зависит от вида и состояния покрытия ВПП, состояния пневматика, скорости движения самолета и, кроме того, от проскальзывания колеса относительно поверхности полосы. С увеличением давления зарядки пневматика и скорости движения, при увлажнении поверхности ВПП коэффициент трения уменьшается. Он уменьшается также и по мере увеличения износа пневматика. Если износ протектора составляет 90 %, то в случае торможения по мокрой полосе коэффициент трения падает на 20–40 % (тем больше, чем больше скорость движения). Проскальзывание характеризуют относительной величиной

$$s = 1 - \frac{\omega_{\text{т}}}{\omega_{\text{к}}},$$

где $\omega_{\text{т}}$ и $\omega_{\text{к}}$ – угловая скорость вращения колеса при торможении и при свободном качении.

Если проскальзывание отсутствует, коэффициент трения близок к нулю. С увеличением проскальзывания он быстро возрастает, и при $s = 0,15–0,30$ достигает максимума, а затем падает (рис. 6.8). Невращающееся колесо ($s = 1$) движется юзом с коэффициентом трения на 25–30 % меньше максимального значения. Длина пробега при этом увеличивается, протектор и корд пневматика быстро истираются, срок службы его резко сокращается, возникает опасность разрушения и срыва пневматика. Последнее может привести к резкому развороту самолета в сторону разрушенного пневматика и выкатыванию за пределы полосы.

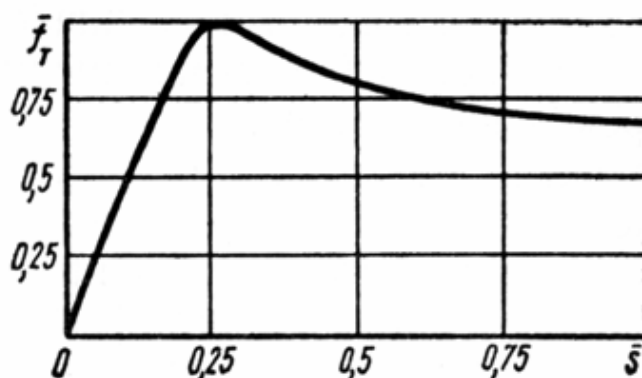


Рис. 8. Зависимость коэффициента трения от проскальзывания колес.

На легких нескоростных самолетах применяются колеса с колодочными и камерными тормозами, развивающие небольшие тормозные моменты. На тяжелых самолетах применяются колеса с дисковыми гидравлическими тормозами.

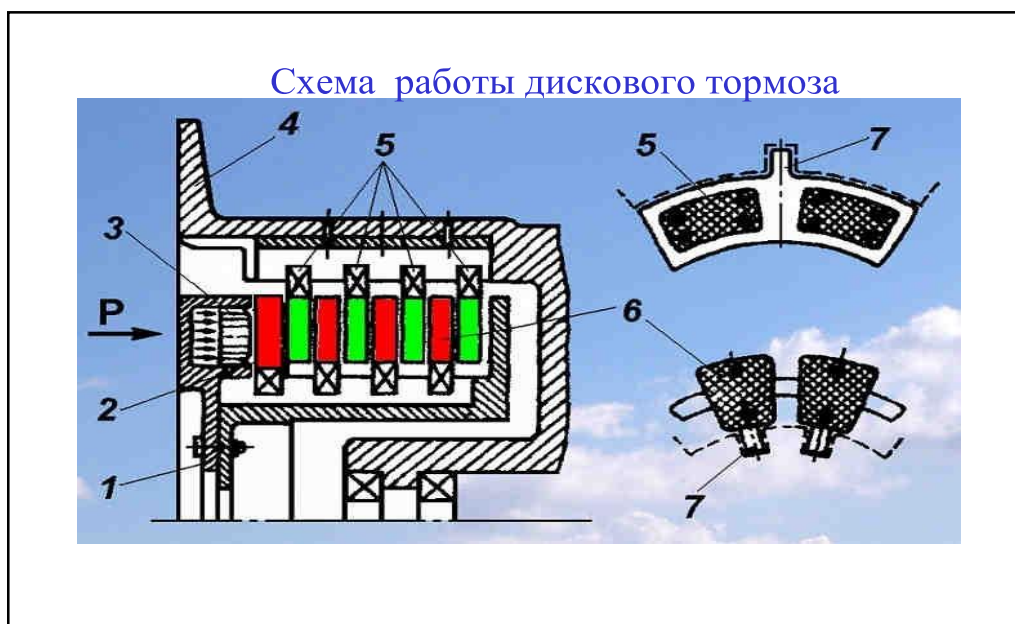


Рис. 9. Схема дискового тормоза:

1 – корпус тормоза; 2 – нажимной диск; 3 – поршень; 4 – барабан колеса; 5 – металлоке-рамические диски; 6 – биметаллические диски; 7 – шлицы.

Тормозной момент создается силами трения между дисками при их прижатии друг к другу. Прижимаются диски при помощи силовых цилиндров, расположенных по окружности неподвижной части колеса, в которые подается давление жидкости из системы торможения колес. При уменьшении давления в прижимном устройстве диски расходятся по шлицам с помощью ряда возвратных пружин, расположенных между силовыми цилиндрами. Износ тормозных дисков определяется по механическому указателю. При работе тормоза автоматически поддерживается постоянство зазора в заданных пределах в пакете дисков.

На современных колесах для исключения проскальзывания покрышки применяют автоматическое регулирование тормозного момента на пределе «юза».

В случае, когда в процессе торможения колесо вступает в юз, антиюзовой автомат уменьшает давление в тормозах, осуществляя растормаживание колес. При этом обеспечивается минимальный износ колес, максимальный коэффициент трения между колесом и поверхностью аэродрома и, соответственно, минимальная длина пробега.

Все тормозные колеса оборудуются сигнализаторами превышения предельных температур – термосвидетелями, выплавляющимися при температуре 120–130°С.

При выплавлении одного или двух термосвидетелей визуально осматривают борта колеса и шины, тормоз по доступным местам. При отсутствии повреждений колесо допускается к дальнейшей эксплуатации. При выплавлении трех термосвидетелей одновременно на одном колесе шина бракуется. Шина и

тормоз колеса тщательно осматриваются, изучаются условия посадки. При удовлетворительном состоянии колеса допускается к дальнейшей эксплуатации. При вторичном выплавлении трех термосвидетелей одновременно колесо и шина бракуются, тормоз направляется в ремонт.

Системы торможения колес обеспечивают:

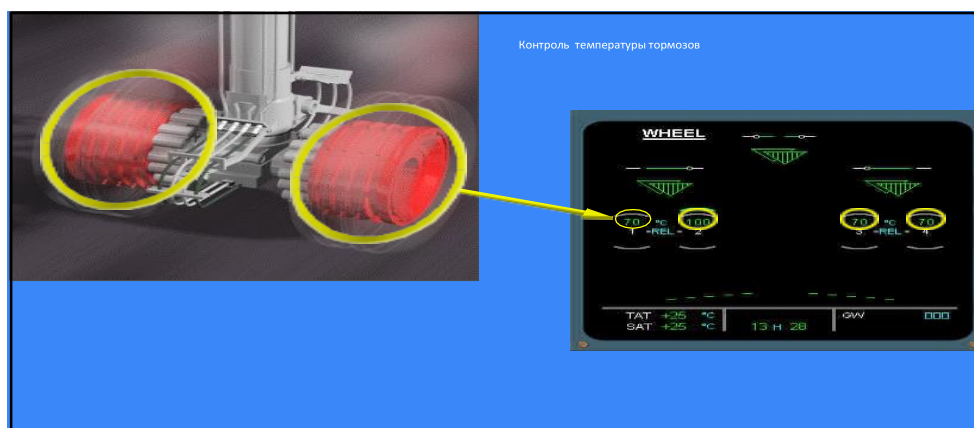
- надежное торможение колес при стоянке, рулении, маневрировании, пробеге, прерванном взлете, буксировке и перед страгиванием;
- возможность одновременного, а также дифференцированного торможения колес основных опор шасси;
- затормаживание колес всех опор шасси после отрыва;
- фиксированное торможение самолета на стоянке.

Предусматриваются меры, исключающие возможность посадки самолета с заторможенными колесами.

Тормоза колес основных опор шасси имеют воздушное принудительное охлаждение. Вентиляторы системы охлаждения смонтированы в осях колес. Включение и выключение вентиляторов производится автоматически, а при необходимости вручную.

Управление основной системой торможения осуществляется педалями, установленными в кабине экипажа. Пилот, отклоняя педали, через передающий механизм воздействует на редукционные клапаны, которые при нажатии тормозной педали на полный ход обеспечивают возможное максимальное давление в тормозах. Для повышения маневренности на рулении управление обеспечивает как одновременное, так и раздельное торможение колес левой и правой основных опор.

Дисковые тормоза состоят из набора дисков (рис. 9), поочередно соединенных (через один) с барабаном колеса и вращающихся вместе с ним, и дисков, закрепленных неподвижно на оси колеса.



§ 5. Система поворота колес передней опоры

Система поворота колес передней опоры предназначена для выполнения разворотов на рулении и выдерживании направления на ВПП на взлете и посадке, а также обеспечивает демпфирование колебаний (типа «шимми») колес передней опоры в режиме свободного ориентирования.

Система управления поворотом колес – гидромеханическая, может работать в одном из двух режимов: в рулежном или взлетно-посадочном. На рулении управление поворотом выполняется рукоятками, а на разбеге и пробеге – педалями ножного управления. При выключенной системе колеса свободно ориентируются при буксировке самолета по рулежной дорожке (ВПП). Дросселирование перетекающей жидкости между полостями рулевых предотвращает возникновение колебаний колес. Цилиндров. Система управления поворотом колес передней опоры состоит из механической проводки управления распределительно-демпфирующими механизмами, гидравлических рулевых механизмов и механической обратной связи (рис.10).

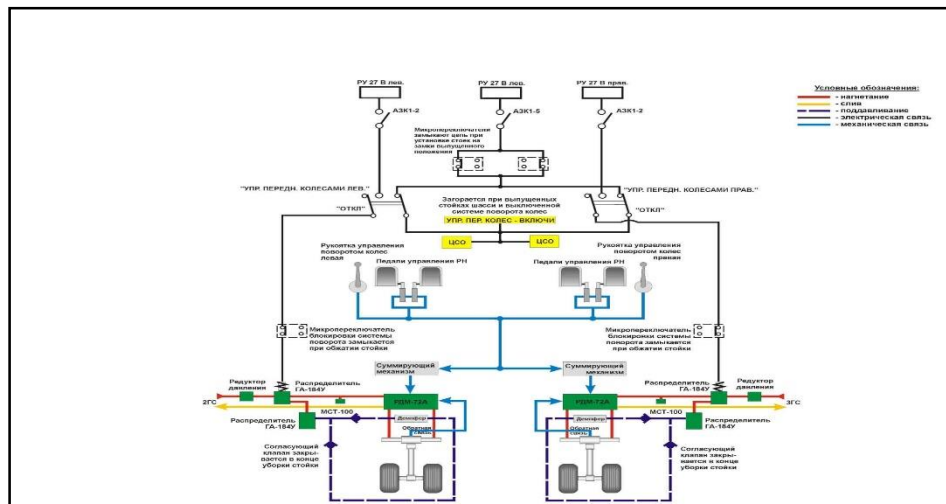


Рис. 10. Управление передней опорой

III. Заключительная часть

Преподаватель напоминает тему, учебные цели и вопросы занятия отмечает положительные отрицательные моменты при проведении занятия отвечает на вопросы, объявляет оценки, поясняет порядок подготовки к следующему занятию.

Литература.

1. Корнеев, В.М. Конструкция и основы эксплуатации летательных аппаратов : конспект лекций / В.М. Корнеев. – Ульяновск : УВАУ ГА(и), 2009. – 130 с. (6.1.1)
2. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов : Учебник для студентов авиационных специальностей вузов. - 3-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 2005. – 406с. (6.1.2)

Лекция №3

Тема: «Гидравлическая система самолета».

§ 1. Общие сведения об энергетических системах самолета.

§ 2. Принцип работы гидросистемы.

§ 3. Источники давления гидросистемы

§ 4. Соединительная арматура и потребители гидросистемы.

Цель занятия: Лекции составляют основу теоретического обучения и должны давать систематизированные основы научных знаний по дисциплине, раскрывать состояние и перспективы развития соответствующей области науки и техники, концентрировать внимание обучающихся на наиболее сложных и узловых вопросах, стимулировать их активную познавательную деятельность и способствовать формированию творческого мышления. Ведущим методом в лекции выступает устное изложение учебного материала, сопровождающееся демонстрацией видео и кинофильмов, схем, плакатов, показом моделей, приборов и макетов, использованием электронно-вычислительной техники.

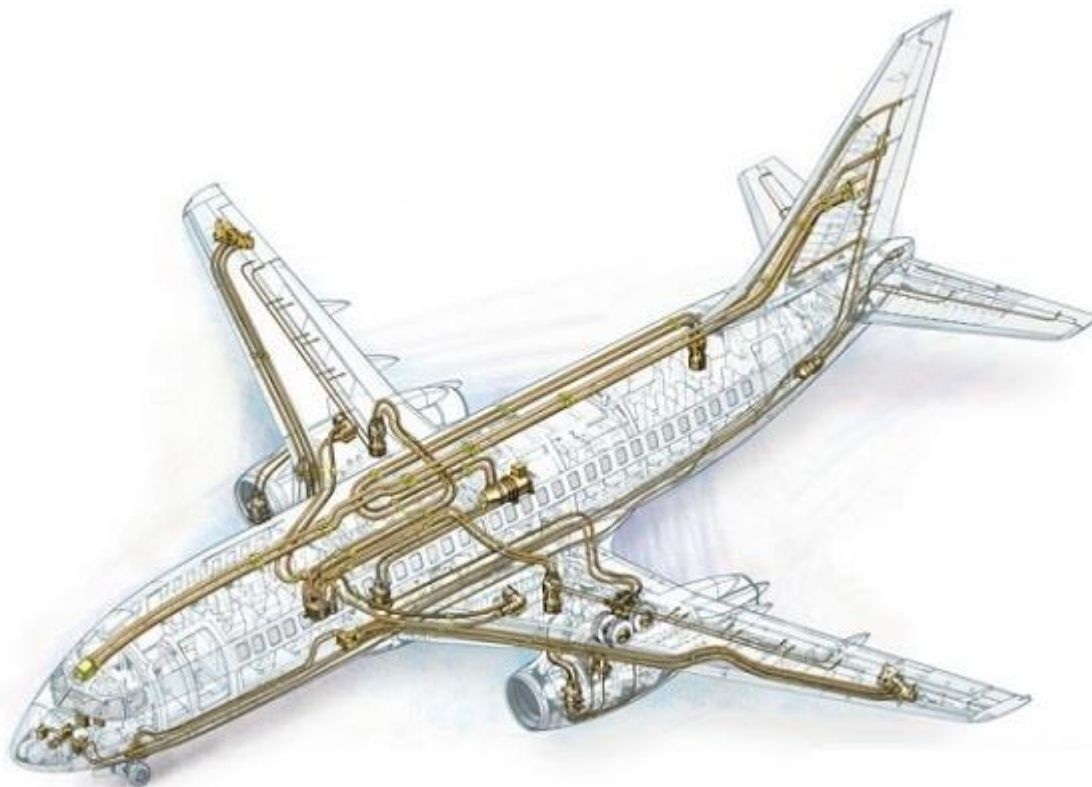
I. Вводная часть: Отобразить тему и учебные вопросы на доске, объявить цель, указать на актуальность данного занятия, довести порядок проведения занятия

II. Основная часть:

§ 1. Общие сведения об энергетических системах самолета.

Для приведения в действие систем управления самолетом и двигателем, других систем и агрегатов на самолете используют различные виды энергии со значительными потребителями мощности. В зависимости от вида используемой энергии системы бывают гидравлические, газовые и электрические. Каждая энергосистема обладает специфическими свойствами и имеет те или иные преимущества. На современных самолетах важное значение имеет гидравлическая система, быстрое развитие и резкий рост мощностей которой объясняется широким использованием гидроприводов рулевых поверхностей.

Гидравлическая система самолета обеспечивает управление системами и механизмами, определяющими безопасность полета. Надежность, живучесть и долговечность гидросистемы достигается совершенством конструкции агрегатов, многократным резервированием, как источника энергии, так и гидроприводов, автоматизацией управления, контроля работы и информации экипажа. Применение гидравлических приводов на самолете вызвано сравнительно малыми массой и габаритами, большим быстродействием и малой инерционностью частей исполнительных механизмов (в отличие от электродвигателей). Масса и габариты гидравлического агрегата составляют примерно 10-20 процентов массы и габаритов электрического агрегата подобного назначения и той же мощности.



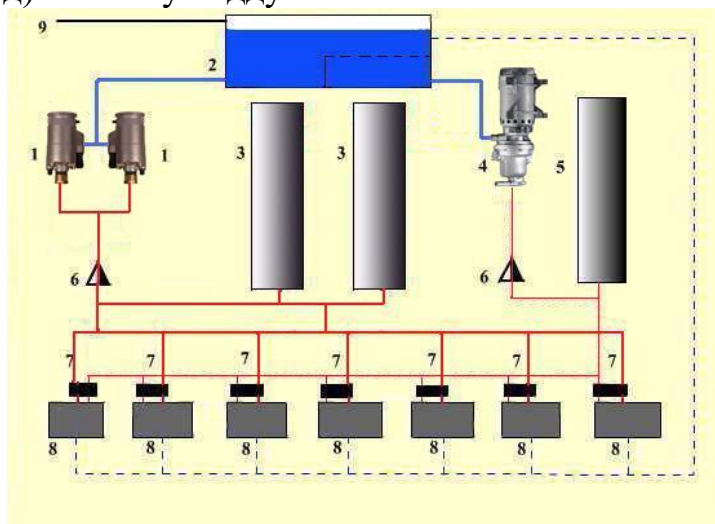
Приводы гидравлической системы позволяют развивать значительные усилия при большом быстродействии, обеспечивают простую фиксацию промежуточных положений исполнительных механизмов. ***Гидравлические системы применяют для управления стабилизатором и рулями, для уборки и выпуска шасси, взлетно-посадочной механизации и других потребителей.*** К недостаткам гидравлической системы можно отнести сравнительно большую массу агрегатов, трубопроводов и рабочего тела, зависимость работы агрегатов от окружающей температуры. Повреждения агрегатов и трубопроводов, связанные с потерей герметичности, могут привести к выбросу жидкости из гидросистемы, что приведет к отказам гидросистемы. ***Рабочим телом гидросистемы на большинстве самолётов ГА является авиационное масло гидравлическое АМГ-10.*** Характер работы системы во многом определяется свойствами этой жидкости. Она нейтральна к стали и дюралюминию, а её вязкость изменяется по температуре незначительно. Однако она пожароопасная при температуре более 120 град. На самолёте Ил-86 используют взрывобезопасную негорючую жидкость из минеральных масел НГЖ-4, выдерживающую температуру до 200 град. В газовых системах чаще всего используется энергия сжатых газов, находящихся в специальных баллонах высокого давления. Работа в этих системах осуществляется за счет расширения сжатого газа (воздуха, азота и др.). Система обладает малой массой трубопроводов и рабочего тела, высоким быстродействием при больших мощностях, независимостью от внешней температуры и пожаробезопасностью. Газовые силовые системы широко используются в качестве аварийных силовых систем и в агрегатах дополнительного управления (где необходимо достаточно большое быстродействие), например для перекладки

створок реверса. Недостатки системы вызываются, в основном, большой сжимаемостью газов. Это приводит к взрывоопасности и большому запаздыванию. Поэтому эти системы не применяются там, где нужно точное отслеживание входного сигнала, так как жесткую фиксацию исполнительного механизма в промежуточном положении осуществить трудно. Электрические системы обладают незначительной массой электропроводки и удобством ее монтажа, наименьшим запаздыванием в передаче энергии, простотой формирования и передачи управляющего сигнала. Электрические системы широко используются в дистанционном управлении агрегатами и в автоматических системах при относительно малых мощностях исполнительных устройств, в рулевых машинках автопилотов, автоматах загрузки рычагов управления самолетом, управлении триммерами и др. На воздушных судах гражданской авиации в настоящее время чаще всего применяются гидросистемы с насосами переменной производительности с приводом от авиадвигателей, с электрическим или воздушным приводом. Реже используются гидросистемы с насосами постоянной производительности.

§ 2. Принцип работы гидросистемы.

Все гидросистемы, без исключения имеют:

- а). Источники давления
- б). Соединительную арматуру с агрегатами коммутации (краны, обратные клапаны, фильтры и т.д.)
- в). Исполнительные агрегаты
- г). Систему слива
- д). Систему наддува



На схеме красным обозначены трубопроводы линии нагнетания, в них гидронасосами создается давление 210 кг/см^2 , иногда и выше. Синим цветом обозначены трубопроводы всасывания, как правило они большего диаметра.

1. гидронасосы
2. гидробак
3. гидроаккумуляторы
4. аварийная насосная станция
5. гидроаккумулятор аварийной гидросистемы
6. обратные клапаны

7. гидрокраны подвода жидкости к потребителям
8. потребители (гидроусилители, гидроцилиндры)
9. подвод давления наддува гидробака синий пунктир - линия слива

Сеть источников давления предназначена для создания рабочего давления, аккумулирования энергии, регулирования давления в системе, распределения по потребителям и размещения некоторого запаса жидкости. Сеть потребителей состоит из отдельных частей, каждая из которых предназначена для привода в действие какого-либо механизма.

Гидравлический комплекс современного самолета предназначен для питания рабочей жидкостью:

- приводов системы управления самолетом и механизации крыла;
- сети уборки-выпуска шасси;
- механизмов поворота колес передней опоры;
- сети торможения колес;
- сети управления стеклоочистителями;
- сети управления передним и задним грузолюком и др.

Каждая рулевая поверхность управляется от максимального количества гидросистем, имеющих на самолёте, а ответственные потребители (закрылки, шасси и т.д.) – как минимум от двух гидросистем. Это повышает надежность их работы, т.к. при выходе из строя одной из гидросистем потребитель продолжает получать питание от другой системы. Менее ответственные потребители и потребители, которые работают только на земле, управляются от одной гидросистемы. В каждой гидросистеме кроме основных насосов предусмотрены резервные источники питания. В качестве таких используются гидротрансформаторы, установленные между гидросистемами, а также турбонасосные установки и электроприводные насосные станции. Иногда используются ручные гидронасосы. Гидротрансформаторы предназначены для создания давления в гидросистеме в случае отказа в ней основных насосов или при отказе двигателя за счет энергии смежной гидросистемы. При этом передача мощности из одной системы в другую происходит без обмена рабочей жидкостью.

Гидротрансформатор представляет собой резервный агрегат, состоящий из двух нерегулируемых моторов насосов с одинаковым рабочим объемом, соединенных общим валом. Каждый из моторов насосов гидротрансформатора подключен к своей системе и их жидкостные полости между собой не сообщаются. При работе гидротрансформатора один из моторовнасосов работает в режиме гидромотора и вращает второй мотор-насос, который и создает давление рабочей жидкости в питаемой системе. Турбонасосные установки предназначены для создания давления жидкости в полете при отказе двигателя соответствующей системы и для работы потребителей гидросистемы на земле при неработающих двигателях. Турбонасосная установка представляет собой гидравлический насос с приводом от воздушной турбины. Привод турбонасосной установки осуществляется сжатым воздухом, отбираемым от любого работающего двигателя или от ВСУ. Электроприводные насосные станции предназначены для питания потребителей при наземном обслуживании самолета и являются аварийным источником давления в полёте.

В целях предотвращения кавитации (кипения и разрыва потока жидкости) в линии всасывания перед насосом создают небольшое избыточное давление. Для этого дренажную систему гидробака соединяют с компрессором авиадвигателя, с системой кондиционирования воздуха или создают подпор с помощью подкачивающих насосных станций.

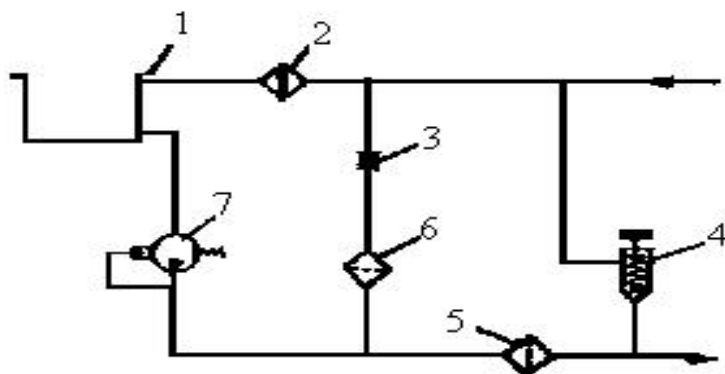


Рис. 4.1. Принципиальная схема участка источников давления с насосами переменной производительности:
1 - гидробак, 2 - теплообменник, 3 - дроссель, 4 - предохранительный клапан, 5, 6 - фильтры, 7 - насос.

Гидросистема с насосами переменной производительности используется в качестве основной на большинстве самолетов гражданской авиации (см. рис. 4.1.). Повышение давления здесь создается аксиальными роторно-плунжерными насосами. Чувствительный элемент автоматического устройства насоса реагирует на изменение давления в гидросистеме и через сервомеханизм изменяет положение наклонной шайбы, ход плунжеров и производительность насоса. Подача насоса в широком диапазоне давлений остается почти постоянной. Только при достижении определенного давления, близкого к рабочему давлению гидросистемы, срабатывает автоматическое устройство и уменьшается производительность насоса до минимальной, которая необходима для его смазки и охлаждения. Этот расход жидкости поддерживается дросселем минимального расхода, а охлаждение жидкости происходит в радиаторе.

При понижении давления жидкости автомат включает насос на полную подачу. В случае отказа автоматического устройства насос переходит на работу с максимальной производительностью, а избыточная жидкость сбрасывается в бак через предохранительный клапан. Преимуществом гидросистемы с насосами переменной производительности является плавная разгрузка насосов, что уменьшает гидроудары.

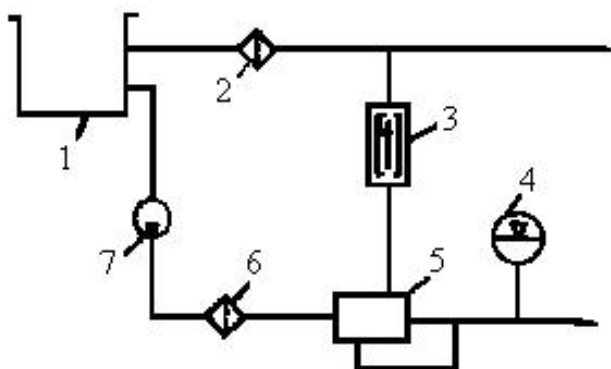


Рис. 4.2. Принципиальная схема участка источника давления с насосами постоянной подачи жидкости:
1 - гидробак, 2 - фильтр, 3 - гаситель гидроудара, 4 - гидроаккумулятор, 5 - автомат разгрузки, 6 - фильтр, 7 - насос.

При работе гидросистемы с насосами постоянной производительности жидкость так же, как и в схеме работы гидросистемы с насосами переменной производительности, может быть направлена по двум магистралям: по магистрали, питающей потребители, и по магистрали, соединяющей линию высокого давления с гидробаком (см. рис. 4.2.). В отличие от схемы с насосами переменной производительности рабочая жидкость здесь не может поступать по двум направлениям одновременно.

При работе потребителей или зарядке гидроаккумулятора жидкость из насоса через фильтр и автомат разгрузки поступает на зарядку гидроаккумулятора и в систему на потребители. После повышения давления до верхнего предела рабочего давления автомат разгрузки переключает поток рабочей жидкости с линии высокого давления в линию слива. Направление потока рабочей жидкости будет следующим: от насоса жидкость под давлением, обусловленным сопротивлением магистрали, через фильтр, автомат разгрузки, гаситель гидроударов и фильтр попадает в гидробак.

Переключение насоса с холостого на рабочий ход происходит после снижения давления рабочей жидкости в гидроаккумуляторе (см. рис. 4.3.).

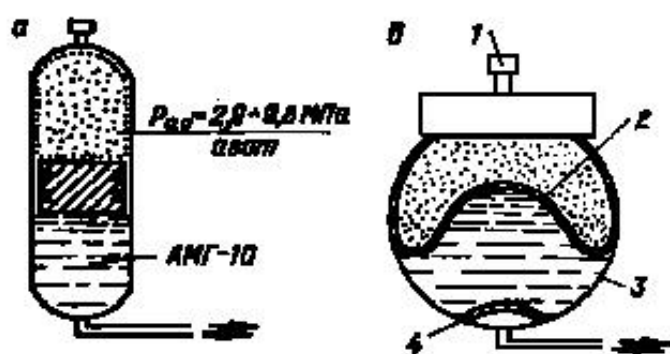


Рис. 4.3. Схемы гидроаккумуляторов:
а - с плавящим поршнем, б - с мембраной, 1 - обратный клапан, 2 - мембрана, 3 - стальной корпус, 4 - металлический грибок, предохраняющий мембрану от вдавливания в штуцер.

Существенным недостатком гидросистем с насосами постоянной производительности с приводом от авиадвигателя является необходимость совместной работы с автоматом разгрузки. В системе с автоматом разгрузки

происходят дополнительные резкие колебания давления из-за неоднократных подключений-отключений насосов, что сокращает долговечность системы.

Принцип действия гасителя гидроударов сводится к плавному увеличению проходного сечения (см. рис. 4.4.). Существуют и другие схемы участков источников давления с насосами постоянной производительности без автомата разгрузки. Это или схемы с переключением насоса с холостого на рабочий ход краном, сблокированным с краном включения потребителей, или схемы с электромагнитным реле давления, которое включает при необходимости привод гидравлического насоса. Такие варианты чаще используются в аварийных гидросистемах.

Силовые приводы по способу преобразования давления жидкости разделяются на приводы, в которых давление жидкости преобразуется в работу по перемещению поршня в цилиндре и приводы, в которых энергия давления преобразуется в работу, расходуемую на вращение ротора. В первом случае приводы называют гидроцилиндрами, во втором – гидромоторами.

Гидромоторы представляют собой обращенный роторно-плунжерный насос с наклонной шайбой, к которому подводится жидкость под высоким давлением. Гидроаккумулятор представляет собой цилиндрический или шаровой баллон, внутренние полости которого разделены на части свободноплавающим поршнем или упругой резинотканевой мембраной. Верхние полости гидроаккумуляторов заполняются азотом, а нижние соединяются с нагнетающей магистралью. Под давлением рабочей жидкости поршень смещается (мембрана прогибается) и сжимает азот, аккумулируя запас его энергии. Расходование энергии происходит, когда сжатый азот, расширяясь, выталкивает жидкость из гидроаккумулятора в систему.

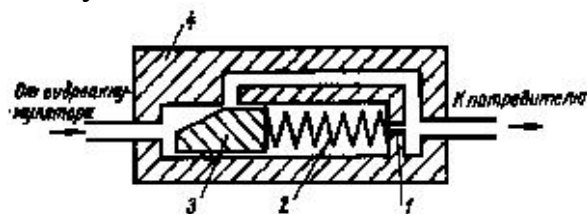


Рис. 4.4. Схема гасителя гидроудара.
1 – калиброванное отверстие; 2 – пружина; 3 – поршень-затвор; 4 – корпус.

Основные и резервные источники давления гидросистемы.

Основными источниками давления в каждой гидросистеме самолета Ан-124-100 служат два насоса НП107 переменной подачи с приводом от соответствующего двигателя (см. рис. 2.1). Подача одного насоса на взлетном режиме составляет не меньше 150 л/мин при давлении до 195 кг/см².

В каждой гидросистеме, кроме основных насосов предусмотрены резервные источники питания. В качестве таких используются гидротрансформаторы НС-53, установленные между 1ГС и 2ГС и между 3ГС и 4ГС, а также турбонасосные установки ТНУ-86А и элек-троприводные насосные станции НС55А-5, установленные во 2ГС и 3ГС.

Гидротрансформаторы предназначены для создания давления в гидросистеме в случае отказа в ней основных насосов или при отказе двигателя за счет энергии

смежной гидросистемы. При этом передача мощности из одной системы в другую происходит без обмена рабочей жидкостью.

Гидротрансформатор представляет собой резервный агрегат, состоящий из двух нерегулируемых моторов-насосов с одинаковым рабочим объемом, соединенных общим валом. Каждый из моторов-насосов гидротрансформатора подключен к своей системе, и их жидкостные полости между собой не сообщаются. При работе гидротрансформатора один из моторов-насосов работает в режиме гидромотора и вращает второй мотор-насос, который и создает давление рабочей жидкости в питаемой системе.

Турбонасосные установки предназначены для создания давления жидкости в полете при отказе двигателя соответствующей системы и для работы потребителей гидросистемы на земле при неработающих двигателях. Турбонасосная установка представляет собой гидравлический насос с приводом от воздушной турбины. Привод турбонасосной установки осуществляется сжатым воздухом, отбираемым от любого работающего двигателя или от ВСУ

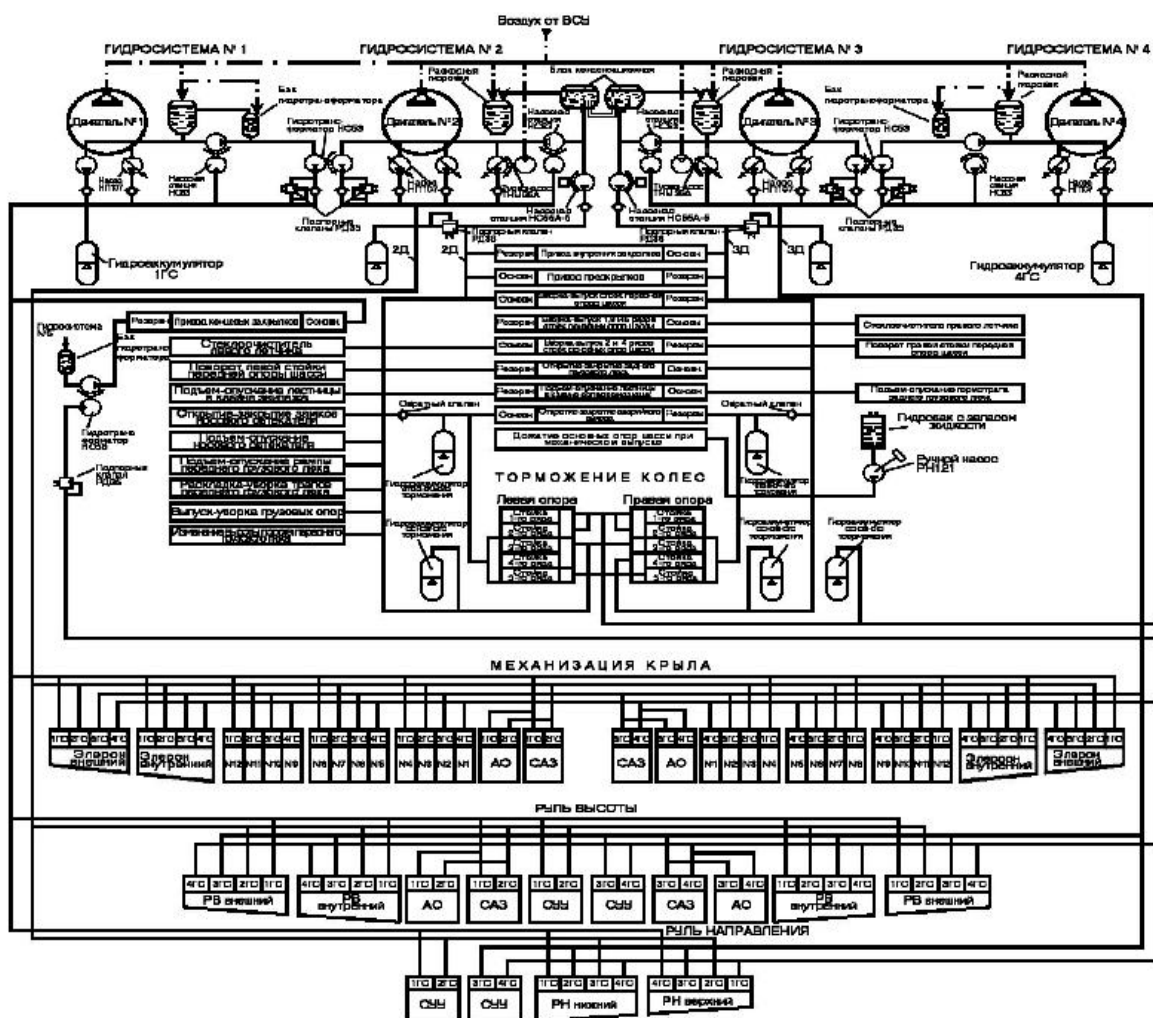


Рис 2.1. Структурная схема гидравлического комплекса

Электроприводные насосные станции НС55А-5 предназначены только для питания маломощных потребителей при наземном обслуживании самолета и для подзарядки гидроаккумуляторов стояночного торможения. Питание электродвигателя осуществляется Кроме того, имеется ручной гидравлический насос, используемый в аварийных случаях.

Потребители гидросистем и надежность их гидропитания.

Гидравлический комплекс самолета предназначен для питания рабочей жидкостью следующих потребителей (см. рис. 2.1.):

- приводов системы управления самолетом и механизации крыла;
- сети уборки-выпуска шасси;
- механизмов поворота колес передней опоры;
- сети торможения колес;
- сети управления стеклоочистителями;
- и др.

Надежность гидропитания потребителей обеспечивается тем, что каждая рулевая поверхность управляется от всех четырех гидросистем, тормоза работают от трех гидросис-тем, а ответственные потребители (закрылки, шасси и т.д.) - от двух гидросистем. Менее ответственные потребители и потребители, которые работают только на земле, управляются от одной гидросистемы.

§ 3. Источники давления гидросистемы

К источникам давления гидросистемы относятся:

А.) **гидронасосы**, устанавливаются на двигателях и имеют механический привод от коробки приводов.

Б.) **гидроаккумуляторы**, предназначены для кратковременной работы гидросистемы, для уменьшения времени срабатывания исполнительных агрегатов, путём увеличения расхода жидкости в системе нагнетания. На некоторых самолётах в функцию работы гидроаккумуляторов входит также гашение пульсации в системе нагнетания, вызванной работой плунжерных(поршневых) насосов. Зарядка гидроаккумуляторов производится в момент нулевого расхода гидрожидкости, когда гидронасосы нагнетают жидкость, а исполнительные агрегаты её не потребляют. В.) **насосные станции**. Это гидронасосы, имеющие электрический привод и работают не зависимо от работы двигателей (двигатели вообще могут быть выключенными). Насосные станции устанавливаются, как правило, в дублирующих или аварийных гидросистемах.

Гидронасосы

Различных конструкций авиационных насосов великое множество. Наибольшее распространение получили плунжерные(поршневые) и шестерёнчатые. (см.рис2)



Рис. 2

Плунжерные насосы устроены таким образом, что при постоянных оборотах, могут менять свою производительность, т.е. расход. Минимальная производительность у таких насосов бывает в момент нулевого расхода жидкости, когда ни один исполнительный механизм не потребляет гидрожидкость. Расход гидрожидкости при нулевой производительности обеспечивается специальным калибровочным жиклёром и составляет 1 - 2 литра в минуту. При этом гидрожидкость сильно нагревается. Охлаждение её осуществляется в гидроохладильниках, посредством набегающего потока воздуха или холодного керосина в топливных баках. При включении в работу какого-либо потребителя, например выпуск шасси или закрылков, увеличивается расход жидкости, и насос переходит в режим нагнетания. Производительность **шестерёнчатых насосов** регулируется, специальным агрегатом, который при нулевом расходе жидкости, закольцовывает гидронасос сам на себя.

Гидроаккумуляторы

Гидроаккумуляторы бывают двух конструкций: цилиндрические и сферические (см. рис3)



Рис.3

Как видим из рисунка, цилиндрический гидроаккумулятор имеет поршень, с одной стороны которого находится технический азот с начальным давлением ~ 70-80кг/см² гидрожидкость, накачиваемая гидронасосом. При потреблении расхода жидкости, сжатый азот выдавливает гидрожидкость в магистраль нагнетания.

В сферическом гидроаккумуляторе, границей раздела двух сред является резиновая диафрагма, внутрь которой также накачивается азот с давлением ~ 30-40кг/см². С другой стороны на диафрагму давит гидрожидкость, закачиваемая гидронасосом. Принцип работы такого гидроаккумулятора такой же, как и цилиндрического.

Насосные станции

Как уже отмечалось выше, насосные станции устанавливаются на самолёты в качестве дублирующих, аварийных источников гидропитания. Все они имеют электрический привод, (см рис.4)



Рис4

и включаются в работу по команде пилотов или в автоматическом режиме, при снижении давления ниже определённого значения. В аварийном режиме насосные станции питают не все гидроагрегаты, а лишь те, которые необходимы для благополучного завершения полёта. В случае отказа основной гидросистемы, (неисправности гидронасосов или обрыв трубопроводов) насосная станция питается или от своего гидробака или имеют специальный отсек в гидробаке основной гидросистемы (см рис.1). Слив гидрожидкости производится также в этот отсек. Т.к. расход жидкости у насосных станций намного меньше расхода гидронасосов, то соответственно и время срабатывания гидроагрегатов значительно больше. Так если время выпуска шасси на Ту-134 от основной гидросистемы составляет 7-9 сек., то от аварийной станции оно увеличивается до 50 секунд. Комбинаций совместной и автономной работы основной и аварийной гидросистем очень много. Для каждого типа самолёта она своя и описывать здесь каждую я не буду. Скажу лишь, что при отработке гидросистемы на земле, на некоторых типах ВС предусмотрен специальный кран, подключающий аварийные насосные станции на потребители основной гидросистемы.

§ 4. Соединительная арматура и потребители гидросистемы.

Соединительная арматура состоит, как правило, из стальных и алюминиевых трубок. Стальные трубки используются в магистрали нагнетания и имеют меньший диаметр. Алюминиевые трубки используются в магистрали слива. Подвод гидрожидкости в магистрали нагнетания к потребителям осуществляется через специальные гидрокраны, (см рис5) имеющие электродистанционное управление.



Рис5

Часть этих кранов управляется экипажем из кабины пилотов с помощью тумблеров, а некоторые гидрокраны управляются автоматически, посредством логических схем. Например в системе выпуска-уборки шасси, при ручном включении тумблера на выпуск, открывается кран, пропускающий гидрожидкость к цилиндрам открытия створок. После их открытия подаётся электросигнал на замок убранного положения шасси(УПШ), после открытия замка УПШ, подаётся напряжение на кран пропускающий гидрожидкость к цилиндрам выпуска-уборки шасси. После выпуска шасси и установки их на замок выпущенного положения, электронапряжение вновь поступает на кран открытия-закрытия створок, но на этот раз, на их закрытие. Весь этот процесс контролируется пилотами на приборной доске по загоранию и по погасанию ламп промежуточного и выпущенного положения шасси.

Потребители гидросистемы

К потребителям гидросистемы относятся различные гидроцилиндры приводящие в действие те или иные агрегаты. К ним относятся рулёжно-демпфирующие цилиндры, поворота передней ноги, цилиндры уборки-выпуска шасси, различные гидроусилители, тормозные устройства и т.д. (см.рис. 6)



Рис. 6

Самолёты, имеющие бустерное управление рулевыми поверхностями, управляются посредством входных золотников установленных в рулевых агрегатах. Управление золотниками происходит непосредственно от штурвальной колонки и педалей. Тормозная система самолёта имеет, как правило, свою насосную станцию и свой гидроаккумулятор, работающий только на тормоза(см рис. 1). На любом самолёте также присутствует система стояночного торможения, которая используется при стоянке самолёта. Давление в системе стояночного торможения обеспечивается специальным гидроаккумулятором.

Система наддува

Ввиду того что обороты гидронасосов имеют значительную величину, порядка 4000об/мин, внутри них происходит следующий процесс. При движении плунжеров(поршней) на всасывание, гидрожидкость не успевает заполнить образовавшийся объём за плунжером, в результате чего внутри цилиндров образуется вакуум, затем жидкость резко поступает в образовавшийся объём, происходит схлопывание вакуумного пузырька, при этом возникают большие разрушительные силы, выводящие из строя гидронасос. Чтобы исключить действие этого явления, названного кавитацией, в гидробак подаётся некоторое давление воздуха, 0,8-2,5 кг/см². Действие этого давления увеличивает расход гидрожидкости на входе в гидронасос, в результате жидкость успевает заполнить объём цилиндров при всасывании.

III. Заключительная часть

Преподаватель напоминает тему, учебные цели и вопросы занятия отмечает положительные отрицательные моменты при проведении занятия отвечает на вопросы, объявляет оценки, поясняет порядок подготовки к следующему занятию.

Литература.

1. Корнеев, В.М. Конструкция и основы эксплуатации летательных аппаратов : конспект лекций / В.М. Корнеев. – Ульяновск : УВАУ ГА(и), 2009. – 130 с. (6.1.1)

Лекция №4

Тема: «Силовая установка воздушного судна».

§ 1. Гондолы двигателей

§ 2. Крепление двигателя

§ 3. Управление двигателями

Цель занятия: Лекции составляют основу теоретического обучения и должны давать систематизированные основы научных знаний по дисциплине, раскрывать состояние и перспективы развития соответствующей области науки и техники, концентрировать внимание обучающихся на наиболее сложных и узловых вопросах, стимулировать их активную познавательную деятельность и способствовать формированию творческого мышления. Ведущим методом в лекции выступает устное изложение учебного материала, сопровождающееся демонстрацией видео и кинофильмов, схем, плакатов, показом моделей, приборов и макетов, использованием электронно-вычислительной техники.

I. Вводная часть: Отобразить тему и учебные вопросы на доске, объявить цель, указать на актуальность данного занятия, довести порядок проведения занятия

II. Основная часть:

§ 1. Гондолы двигателей

СУ представляет собой совокупность двигателей с агрегатами, системами, устройствами, обеспечивающими надежную работу ВС в заданных условиях эксплуатации (полет). Основным показателем эффективной работы СУ является полезная нагрузка двигателя, т.е. тот вес который он может поднять исключая свой собственный. Иными словами двигатель не должен возить сам себя иначе его работа становится бесполезной.

Силовая установка (СУ) играет значительную роль в том, какой технический облик будет иметь летательный аппарат, на который она устанавливается. Силовая установка ЛА не просто источник силы, обеспечивающий достижение летательным аппаратом требуемых уровней кинетической энергии. Это еще и источник энергии, обеспечивающий деятельность всех систем и ЛА в целом, как функциональной составляющей авиационного комплекса.

$G_{\text{полезн}} = G_{\text{ВС}} - G_{\text{СУ}}$, где $G_{\text{ВС}}$ – масса ВС, а $G_{\text{СУ}}$ – масса силовой установки.

Современные СУ.

В середине XX двигателя были поршневыми (ПД), с воздушным винтом (ВВ).

Увеличение V_{\max} требовало увеличения мощности (тяги двигателя). КПД ВВ быстро уменьшается по причине развития волнового кризиса, в процессе его работы. Повышение мощности приводит к недопустимому увеличению веса и габаритов СУ.

$$V_{\max} - 800 \text{ км/ч} - 55\%(\text{от КПД}) - 900 \text{ км/ч} - 80\%$$

Это ограничивало применение ПД на больших скоростях, на смену ему пришел ТРД, ТВД (турбореактивный и турбовинтовой двигатели).

Размещение двигателей определяется в основном целевым назначением самолета и условиями эксплуатации.

Реактивные двигатели на современных самолетах размещают следующим образом (рис. 1):

- внутри хвостовой части фюзеляжа;
- на крыле или под крылом на пилонах;
- у корня крыла;
- снаружи хвостовой части фюзеляжа.

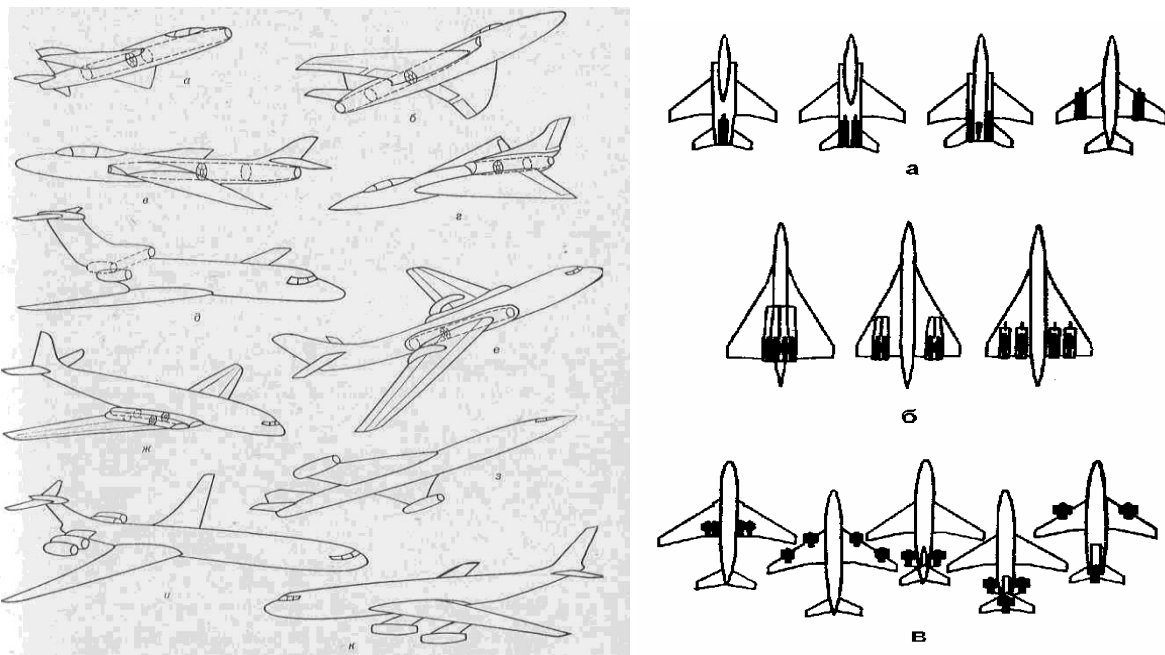


Рис. 1. Типовые схемы размещения двигателей на самолетах:

а – маневренные, сверхзвуковые самолеты; б – неманевренные сверхзвуковые самолеты; в – неманевренные дозвуковые самолеты



На пассажирских самолетах «второго поколения» получило широкое распространение размещение двигателей в хвостовой части фюзеляжа. Такое размещение улучшает аэродинамику крыла и позволяет полностью использовать средства механизации, повысить пожарную безопасность в аварийных случаях, а также улучшить комфорт пассажиров в результате уменьшения шума и вибраций от работы двигателей.

Однако эти схемы не лишены недостатков, из которых важнейшим является утяжеление конструкции, из-за отсутствия разгрузки крыла и необходимости усиления хвостовой части фюзеляжа. Поэтому на пассажирских самолетах «третьего поколения» применяется установка двигателей на пилонах под крылом.

Размещение двигателей на крыле и под крылом на пилонах в весовом отношении оказывается выгодным, т.к. при таком размещении двигатели разгружают своим весом крыло при его работе на изгиб в полете, что улучшает его противоблужетерные свойства.

На винтовых самолетах из-за наличия воздушных винтов двигатели можно устанавливать практически только в передней части фюзеляжа и на крыле самолета.

Размещение поршневого двигателя в носовой части фюзеляжа, особенно на легких самолетах, рационально решает как компоновку всей силовой установки, так и ее техническое обслуживание. Место установки двигателя и агрегатов силовой установки закрывается специальными обтекателями-капотами.

При внешнем размещении двигателя для уменьшения лобового сопротивления и организации воздушного потока двигатели заключают в гондолы, которые образуют плавный переход от двигателя к корпусу летательного аппарата и предохраняют двигатель от загрязнения.

Гондола двигателя служит для размещения двигателя, его агрегатов и элементов других систем. Она создает плавные контуры для обтекания двигателя набегающим воздушным потоком, направляет воздух в его компрессор, защищает двигатель и агрегаты от грязи, пыли, атмосферных осадков и механических повреждений. **Гондолы двигателей должны обеспечивать** подвод воздуха к двигателю с равномерным полем скоростей для нормальной его работы и охлаждения, минимальное лобовое сопротивление двигателя, удобный доступ к двигателю и агрегатам, расположенным на нем, для их осмотра, регулировки и замены.

Конструктивно гондола двигателя выполнена из трех частей: передней (воздухозаборник), средней и задней.

Внешние формы гондол определяются типом двигателя, местом его установки на самолете и габаритами элементов силовой установки, подвешенных к двигателю или к его креплению (маслорадиаторы, баки и др.). Конструктивно-силовую схему гондолы выбирают в соответствии с величиной и характером силового нагружения. Различают каркасную и панельную конструкцию гондол. В каркасных схемах прочность и жесткость создаются каркасом, к которому крепятся съемные крышки с тонкой обшивкой, подкрепленной силовым набором (рис.2). Передняя часть гондол, представляющая воздушный канал для двигателя, имеет противообледенительное устройство, куда подается горячий воздух от компрессора двигателя.

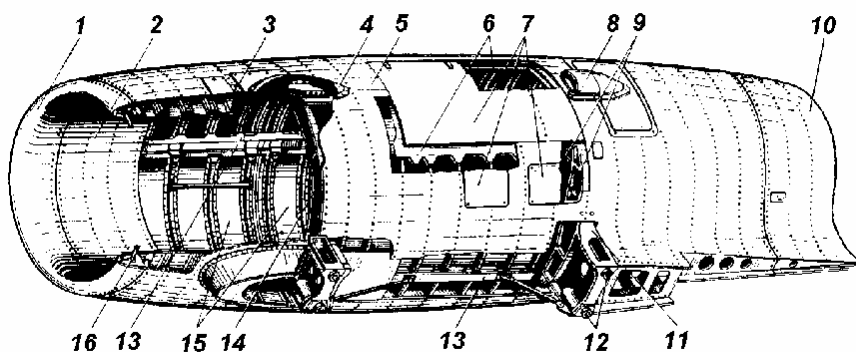


Рис. 2. Общий вид гондолы ТРД и ее основные части:

1 – входная кромка воздухозаборника; 2 – передняя часть гондолы с воздухозаборником; 3 – противопожарная перегородка; 4 – передние узлы крепления двигателя; 5 – средняя часть гондолы; 6 – верхние балки; 7 – крышки люков подхода к агрегатам; 8 – заборник воздуха для охлаждения агрегатов; 9 – задние узлы крепления двигателя; 10 – задняя часть гондолы; 11 – силовой шпангоут; 12 – стыковые узлы гондолы; 13 – балка; 14 – силовой шпангоут; 15 – нижние откидные крышки; 16 – коллектор противообледенительной системы воздухозаборника

Панельная гондола состоит из жестких панелей, соединенных между собой замками и образующих замкнутую аэродинамическую оболочку (рис. 3).

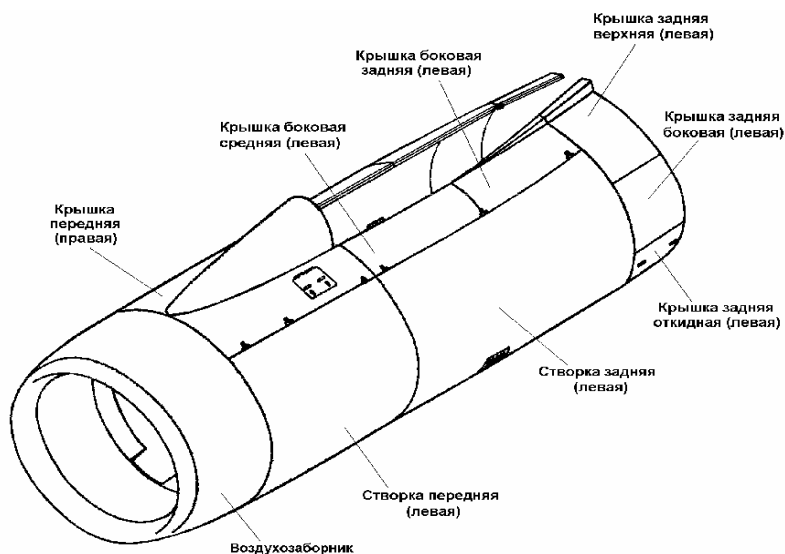


Рис. 3. Общий вид мотогондолы двигателя самолета Ил-76ТД

В конструкции гондол обязательно имеется противопожарная перегородка. Обшивку хвостовой части гондол в зоне выхлопных струй изготавливают из листов нержавеющей стали или титана.

§ 2. Крепление двигателя

Требования к конструкции крепления двигателя

Крепление двигателя предназначено для передачи всех силовых факторов со стороны двигателя, воздушного винта, гондол (капотов) и других агрегатов на конструкцию самолета.

Крепление двигателя должно воспринимать все нагрузки, возникающие в полете, поглощать вибрации двигателя и воздушного винта, быть прочным и жестким при минимальной массе, компенсировать температурные деформации корпуса двигателя, обеспечивать удобство монтажа и демонтажа двигателя.

Конструктивная схема крепления двигателя к конструкции самолета зависит от типа двигателя, его конструкции, а также от компоновки силовой установки на самолете.

В настоящее время распространены быстросъемные двигатели, конструкция которых позволяет производить в короткий срок замену двигателя при их ремонте.

Турбореактивные двигатели в большинстве случаев крепят с помощью отдельных опорных узлов, кронштейнов, тяг или специальных узлов, расположенных по поясам крепления на двигателе. Конструктивные элементы крепления изготовляют из механически и термически обработанных специальных сталей. Подвеска двигателя на пилоне под крылом допускает быстрый монтаж (демонтаж) гондолы вместе с двигателем

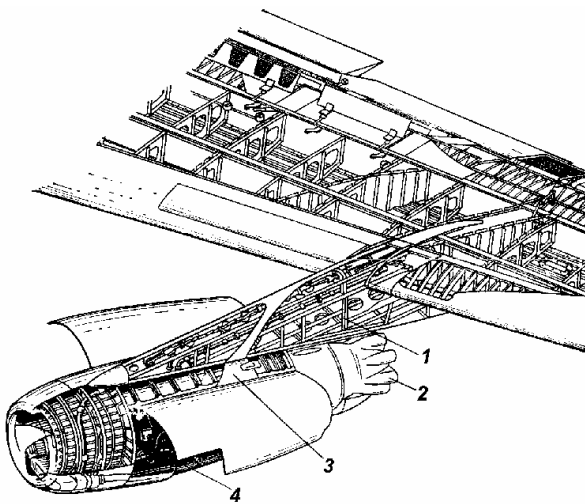


Рис. 4. Пилонная подвеска гондолы с ДТРД под крылом самолета Дуглас ДС-8: 1 – пилон; 2 – шумоглушающий насадок; 3 – двигатель; 4 – гондола

Двигатель крепится к силовой части пилона с помощью переднего и заднего узлов подвески, установленных на двигателе. Передний узел воспринимает и передает на пилон тяговое усилие двигателя, весовую нагрузку и боковые усилия, задний – весовую нагрузку и крутящий момент.

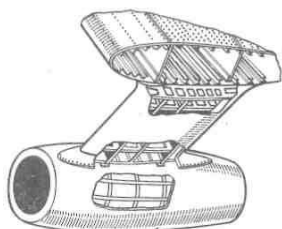
Конструкции пилонов имеют те же внутренние силовые элементы, что и конструкция крыла, достаточно сильные для восприятия больших нагрузок от двигательной установки и гондолы и передачи их на крыло или фюзеляж.



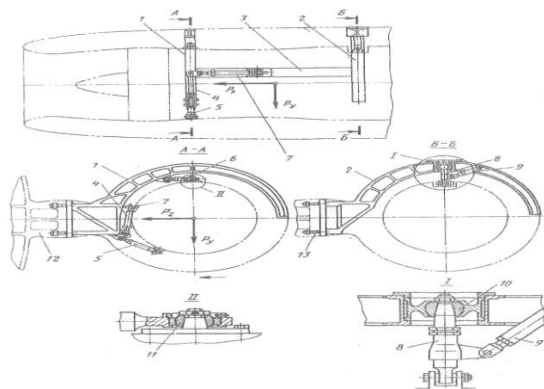
Прочность конструкции и креплений *оборудования силовых установок* (баки, трубопроводы, агрегаты) проверяется в соответствии со случаями нагружения по НЛГС частей планера ЛА, где они установлены.

Поскольку гондолы, пилоны и части оборудования силовых установок непосредственно соединяются с двигателем, они испытывают

значительные вибрационные воздействия, что может сказаться на состоянии конструкции (ослабление затяжки болтов и заклепок, образование люфтов и трещин) и ресурсе. Поэтому необходимо принимать меры защиты от вибраций.



Гондола ТРД на вертикальном пилоне под крылом



Конструкция узлов крепления предусматривает возможности температурных расширений двигателя.

Конструкция несимметричного крепления двигательных установок к фюзеляжу (Ту-154):

2 — силовые шпангоуты гондолы; 3 — продольная балка; 4, 5, 6 — подкосы передней плоскости крепления двигателя; 7 — продольный подкос; 8, 9 — подкосы задней плоскости крепления двигателя; 10 — шаровой шарнир заднего крепления; 11 — шаровой шарнир крепления подкоса к цапфе двигателя; 12, 13 — узлы крепления силовых шпангоутов гондолы к фюзеляжу.

В случае установки двигателя на горизонтальном пилоне в хвостовой части самолета он крепится к пилону в двух поясах: по передней балке и по задней балке (рис.5).

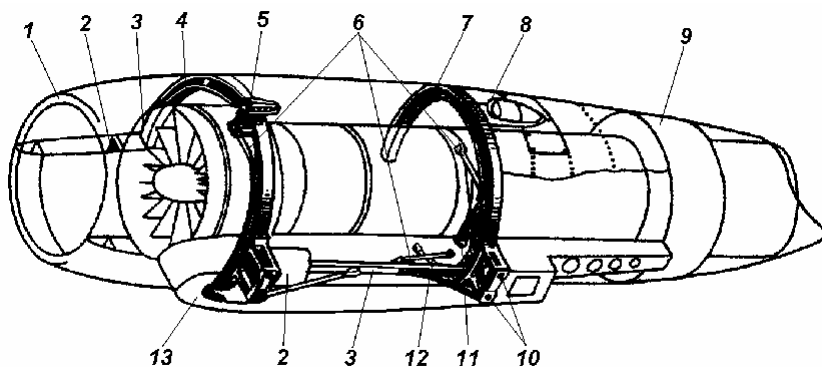
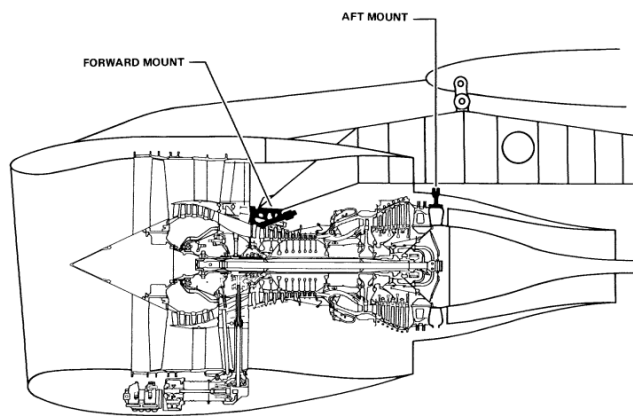


Рис. 5. Крепление авиодвигателя внутри гондолы:

1 — воздухозаборник; 2 — противопожарная перегородка; 3 — продольная балка; 4 и 7 — силовые шпангоуты переднего и заднего поясов крепления ТРД; 5 и 11 — вертикальные стержни крепления ТРД; 6 — горизонтальные; 8 — воздухозаборник обдува генератора; 9 — створки ре- верса; 10 — узлы стыковки гондолы с фюзеляжем; 12 — наклонные стержни крепления ТРД; 13 — обтекатель пилона



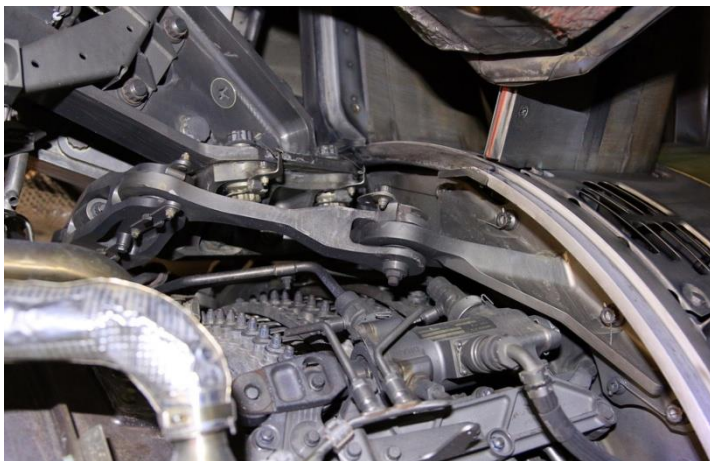
Двигатель CFM56-5 на самолёте семейства Airbus-320 крепится к пилону в двух зонах - передним узлом и задним.



Вот эта треугольная ферма подходит к переднему узлу крепления (это - вид слева по полёту).



Как видно, эта ферма пилона держит двигатель за четыре болта (вид справа).



Двигательные крепления рассчитаны на нормальную работоспособность при разрушении одного из элементов крепления. То есть, для переднего узла подвески это означает потерю одного из болтов крепления к пилону.



Особенностью двигательных креплений является мудрёность контровки - вот как в данном случае:

- болт завёрнут самоконтрящейся гаечкой,
- она держится контровочной шайбой,
- которая привинчена к выросту узла на двигателе болтом поменьше с тоже самоконтрящейся гайкой;
- и самый главный болт ещё заботливо до шайбы приконтрен провололочкой.

Ниже болтов видна наклонная тяга. Их - две: по одной с каждой стороны. Тяги эти тянутся от кронштейна, привинченного к внутреннему корпусу вентилятора.



Задний узел крепления позволяет двигателю теплово расширяться по продольной оси.



Крепится к пилону тоже болтами.



От траверсы отходят три точки крепления - средняя и две боковых. Боковая - это примерно так:



средняя точка крепления.



Двигатели винтовых самолетов крепятся при помощи пространственной стержневой системы (рис.6), опорных поясов-колец или комбинаций балок и стержней. Особенностью этой системы является наличие мощных амортизаторов для поглощения вибраций двигателя и воздушного винта.

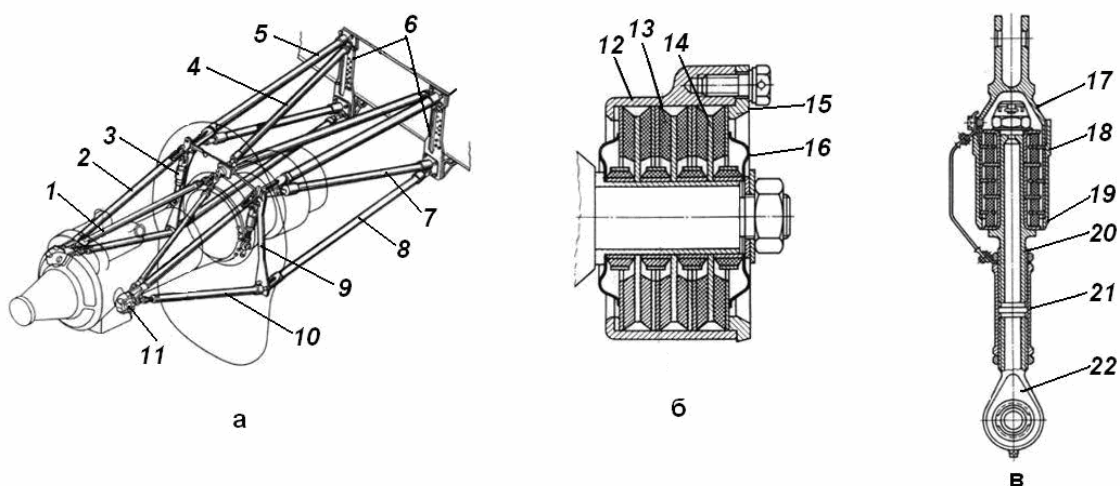
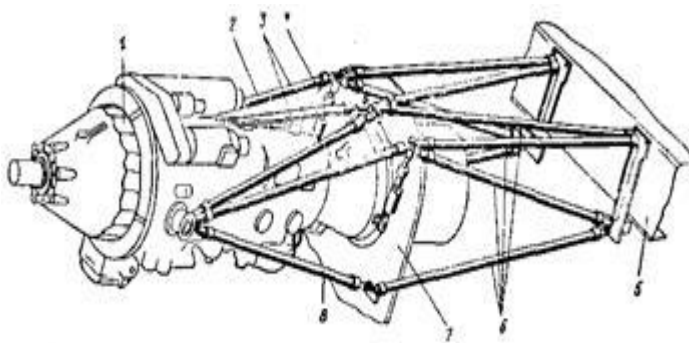


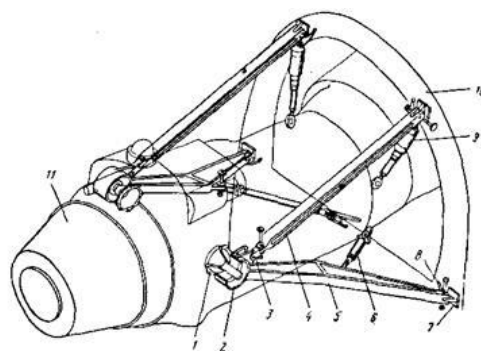
Рис. 13.6. Стержневая конструкция крепления ТВД к крылу:

а – общий вид передней и задней ферм в сборе; б – конструкция дискового амортизатора передних цапф; в – конструкция подкоса амортизатора задних узлов крепления; 1, 2, 3 – подкосы передней фермы; 4 – передняя цапфа крепления; 5 – стержень- амортизатор; 6, 7, 8, 9 – подкосы задней фермы; 10 – стойка шпангоута гондолы; 11 – стойка лонжерона центроплана; 12 – корпус амортизатора; 13 – резиновые шайбы; 14 – диски амортизатора; 15 – фланец; 16 – кожух; 17 – вильчатый наконечник; 18 – резиновая муфта; 19 – корпус подкоса; 20 – сердечник подкоса; 21 – соединительная муфта; 22 – ушковый наконечник



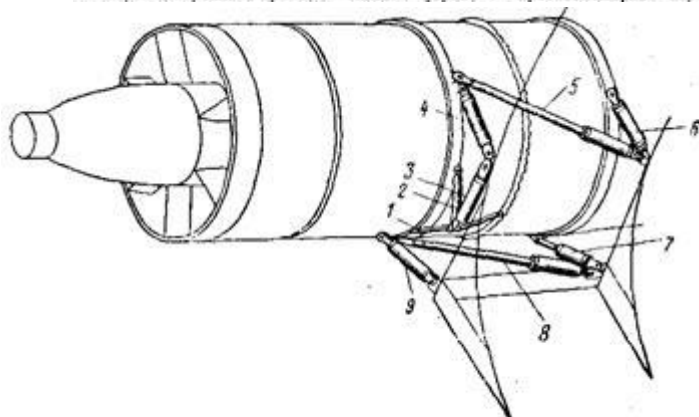
Ферменная конструкция крепления ТВД:

1 — двигатель; 2, 3, 8 — боковой, верхний и нижний подкосы; 4 — подкос-демпфер; 5 — ложжерон центроплана крыла; 6 — силовая ферма; 7 — противопожарная перегородка



Ферменно-балочная конструкция крепления ТВД:

1 — передняя шпалфа; 2 — место переднего амортизатора; 3 — серьга; 4 — верхний подкос; 5 — балка; 6 — внутренний подкос; 7 — кронштейн; 8 — перемычка металлизации; 9 — подкос-демпфер; 10 — имплантат gondoly; 11 — двигатель



Конструкция крепления ТРД, расположенного в корневой части крыла

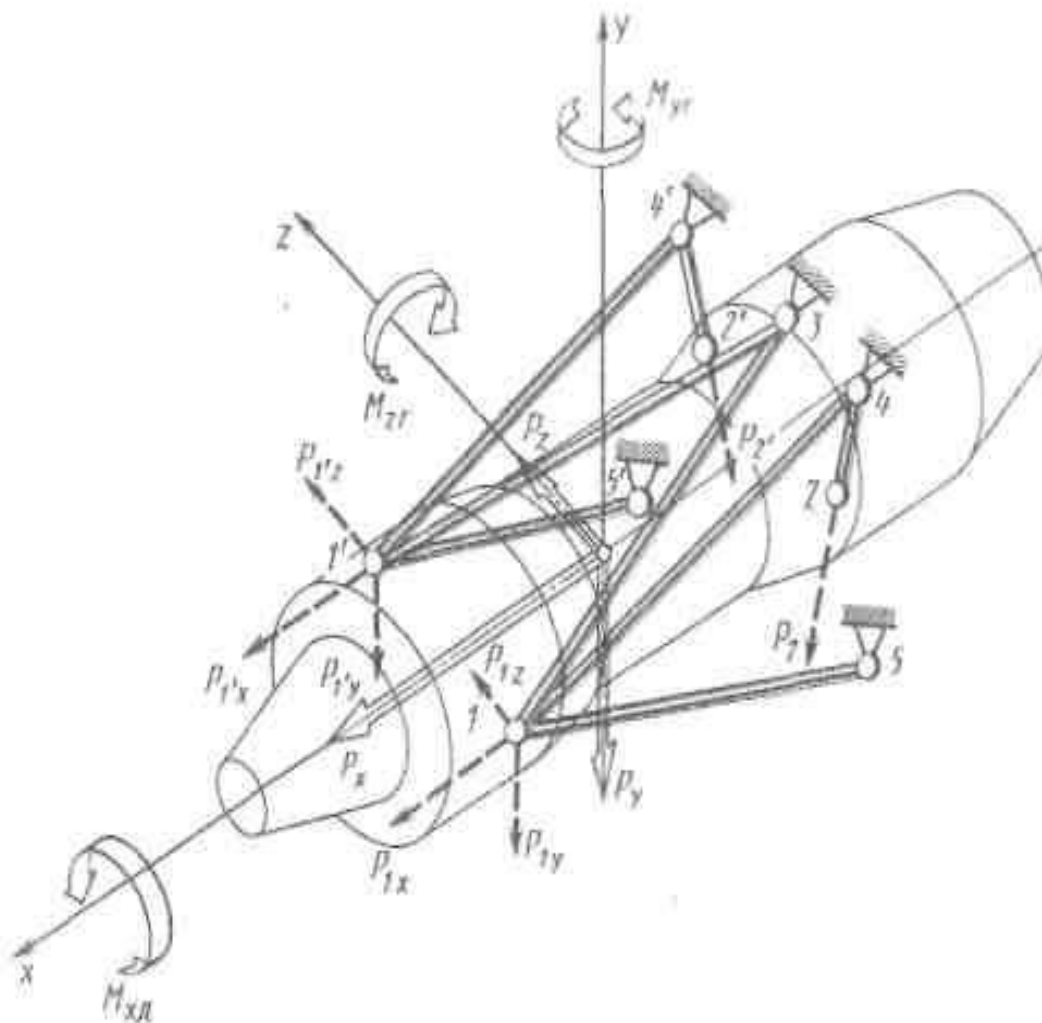


Схема нагружения стержневого крепления ТВД:

P_x, P_y, P_z — нагрузки, действующие на ДУ; P_{1x}, P_{1y}, P_{1z} — силы, воспринимаемые передними узлами фермы; $P_г$ — сила, воспринимаемая задними узлами фермы; $M_{yг} M_{zг}$ — гироскопические моменты; $M_{хд}$ — реактивный момент

§ 3. Управление двигателями

Система управления двигателем состоит из рычагов управления двигателями, рычагов управления реверсом и рычагов останова двигателей, расположенных в кабине экипажа, связанных тросами и тягами с топливным насосом-регулятором двигателя, который обеспечивает автоматическую подачу топлива в камеру сгорания в количестве, необходимом для поддержания заданного режима на всех скоростях и высотах полета.

Режим работы двигателя устанавливается поворотом рычага управления двигателем (РУД) и контролируется по показаниям указателей на приборной доске в кабине экипажа. Движение рычага «от себя» — увеличение тяги (мощности), «на

себя» – уменьшение. Рычаг обычно имеет защелочную фиксацию в положениях «Стоп», «Малый газ», а при необходимости рычаг тормозной рукояткой может быть зафиксирован в любом другом промежуточном положении, что позволяет снимать с рычага руку (рис.7).

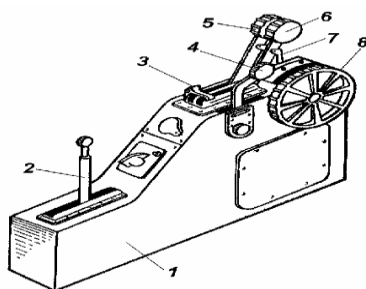


Рис. 13.7. Пульт управления двигателями самолета Ту-134:

1 – пульт управления; 2 – рукоятка стопорения рулей и элеронов; 3 – откидной упор малого газа; 4 – рычаги управления левым двигателем; 5 – рычаги управления правым двигателем; 6 – гашетка защелки упора малого газа; 7 – тормозная рукоятка; 8 – штурвал триммера

В зависимости от типа самолета система управления двигателями может осуществляться при помощи жестких тяг, тросовой проводки или посредством тросов и жестких тяг. На многодвигательных самолетах чаще применяют тросовую проводку (рис.8). Управляют двигателями с центрального пульта, расположенного между пилотами, или с левого и правого пультов пилотов. В последнем случае рычаги правого и левого пультов кинематически связывают один с другим. Для регулировки натяжения тросовой проводки устанавливают тандеры. Рычаги управления реверсом (РУРы), как правило, устанавливаются на РУДах и связаны с системой управления реверсом и насосом-регулятором двигателя.

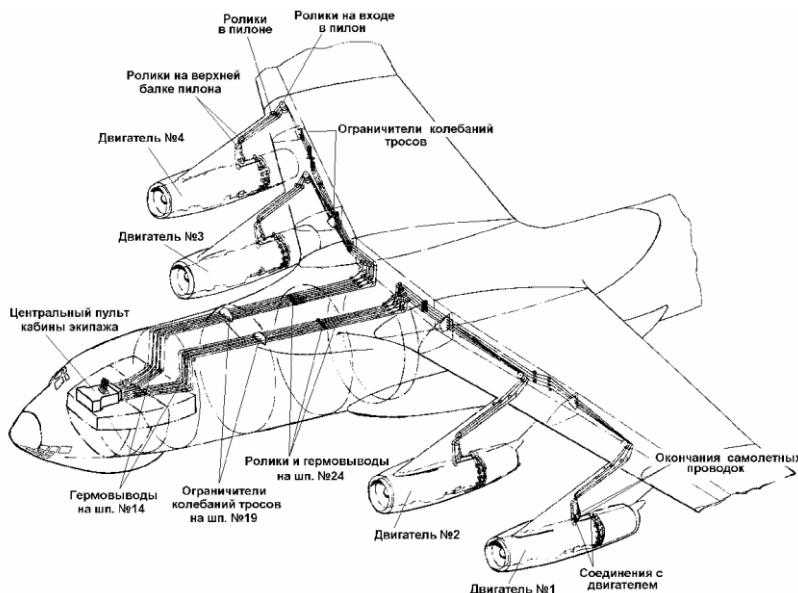


Рис. 13.8. Система управления двигателями самолета Ил-76ТД

Рычаги останова двигателей связаны тросовой проводкой с отсечными (перекрывными) клапанами топливной системы двигателя.

III. Заключительная часть

Преподаватель напоминает тему, учебные цели и вопросы занятия отмечает положительные отрицательные моменты при проведении занятия отвечает на вопросы, объявляет оценки, поясняет порядок подготовки к следующему занятию.

Литература.

1. Корнеев, В.М. Конструкция и основы эксплуатации летательных аппаратов : конспект лекций / В.М. Корнеев. – Ульяновск : УВАУ ГА(и), 2009. – 130 с. (6.1.1)
2. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов : Учебник для студентов авиационных специальностей вузов. - 3-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 2005. – 406с. (6.1.2)

Лекция №5

Тема: «Топливная система самолета».

§ 1. Авиационные топлива и их свойства

§ 2. Назначение топливной системы и требования к ней.

§ 3. Состав топливной системы

§ 4. Системы подачи и перекачки топлива

Цель занятия: Лекции составляют основу теоретического обучения и должны давать систематизированные основы научных знаний по дисциплине, раскрывать состояние и перспективы развития соответствующей области науки и техники, концентрировать внимание обучающихся на наиболее сложных и узловых вопросах, стимулировать их активную познавательную деятельность и способствовать формированию творческого мышления. Ведущим методом в лекции выступает устное изложение учебного материала, сопровождающееся демонстрацией видео и кинофильмов, схем, плакатов, показом моделей, приборов и макетов, использованием электронно-вычислительной техники.

I. Вводная часть: Отобразить тему и учебные вопросы на доске, объявить цель, указать на актуальность данного занятия, довести порядок проведения занятия

II. Основная часть:

§ 1. Авиационные топлива и их свойства

Основным топливом для современных авиационных ПД и ВРД являются жидкие смеси углеводородов. Их получают переработкой нефти. Для ВРД используются авиационные керосины. Рабочий процесс в поршневых двигателях накладывает ограничения на время смесеобразования, воспламенения и сгорания топлива. Поэтому для авиационных ПД применяют

легковоспламеняющиеся топлива — авиационные бензины. От качества топлива зависят запуск двигателя, развиваемая им тяга, экономичность, надёжность работы и т. д.

1. Энергетические свойства топлива определяются его теплотой

сгорания и плотностью.

Теплота сгорания — это количество теплоты, которое выделяется при полном сгорании единицы массы топлива. Для керосинов и бензинов она примерно одинакова — **42900...43400** кДж/кг. При 20 °С плотность бензинов составляет **0,72...0,74** кг/л, керосинов **0,755...0,85** кг/л. Объёмная теплота сгорания (энергоемкость) есть произведение плотности топлива на его теплоту сгорания. Объёмная теплота сгорания керосинов примерно на 15 % больше, чем бензинов. Следовательно, при размещении заданной массы топлива на самолёте для топлив большей плотности потребуются баки меньшей ёмкости. При изменении температуры топлива его плотность изменяется по следующей зависимости (рис. 1):

$$\rho_t = \rho_{20} - \alpha(t - 20),$$

где ρ_{20} — плотность топлива при температуре 20 °С; α — температурная поправка к плотности, $\alpha = 0,0007...0,0009$ кг/(л°С).

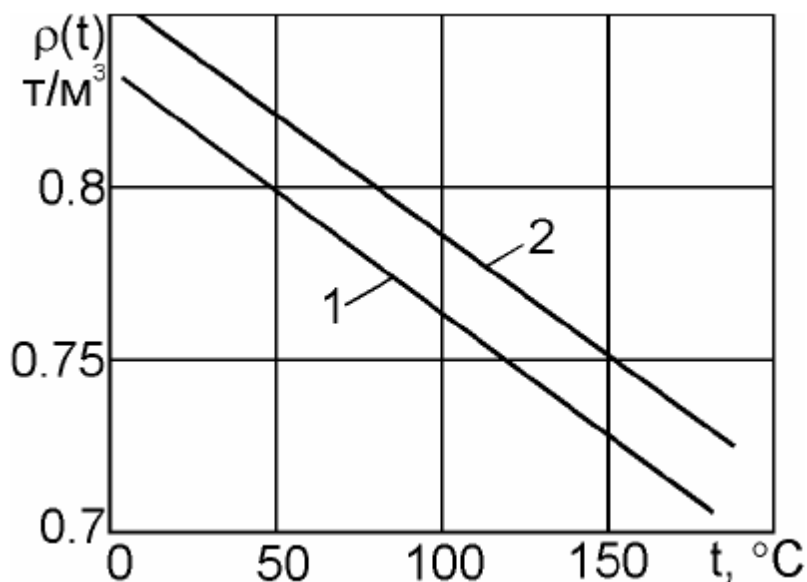


Рис.1. Зависимость плотности топлива от его температуры: 1 — для топлива Т-1; 2 — для топлива Т-5

Уменьшение плотности топлива при нагреве приводит к увеличению его объёма. Это необходимо учитывать при проектировании баков, чтобы предотвратить выброс топлива через дренажную систему, что ведёт к потере топлива. Кроме того, выброс топлива может вызвать пожар.

2. Давление насыщенных паров (упругость паров) топлива является важной характеристикой топлив. Оно определяет их испаряемость, влияет на

высотность ТС. — наибольшее давление паров, находящихся над топливом, которое достигается при испарении в закрытом сосуде при данной температуре.

P_t. Авиационные топлива являются многокомпонентными жидкостями. Для них давление насыщенных паров в баке зависит от соотношения объёмов паровой и жидкой фаз. При снижении давления легкие фракции топлива первыми переходят в газообразное состояние и попадают в надтопливное пространство бака. Эти фракции обладают высоким давлением насыщенных паров. Упругость паров оставшегося топлива при этом снижается. При испарении в замкнутом объёме состояние равновесия наступает с большей упругостью паров жидкого остатка топлива и тем раньше, чем меньше отношение объёмов паровой и жидкой фаз. Стандартное соотношение объёмов паровой и жидкой фаз принято равным 4/1. При этом давление насыщенных паров обозначают ***P_{t4/1}***

Топлива с более высоким давлением насыщенных паров, например бензин, быстрее испаряются. Это улучшает запуск двигателя. Такие топлива менее опасны в пожарном отношении (на основе опыта эксплуатации). Это объясняется следующим. Керосин при утечках скапливается в нижних точках, что опасно в пожарном отношении. Бензин при утечках быстро испаряется, особенно при продуве подкапотного пространства. Для удаления вытекшего керосина предусматривают специальные сливы, уклоны, дренажи в опасных местах. С ростом температуры давление насыщенных паров растёт (рис. 9.2).

3. Вязкость топлива определяет гидравлические сопротивления в топливной системе, влияет на работу топливной арматуры и запуск двигателя. Различают коэффициенты динамической и кинематической вязкости. Коэффициент динамической вязкости η , Па·с, представляет собой силу трения, возникающую на единичной площадке при единичном градиенте скорости. Коэффициент кинематической вязкости, м²/с, определяется как отношение коэффициента динамической вязкости к плотности.

Как видно из табл. 9.1, кинематическая вязкость экспоненциально убывает с ростом температуры (рис.3).

Таблица 9.1

Топливо	Коэффициент кинематической вязкости, $\text{м}^2/\text{с}$		
	$-40\text{ }^{\circ}\text{C}$	$20\text{ }^{\circ}\text{C}$	$40\text{ }^{\circ}\text{C}$
Бензин Б-70	$1,75 \cdot 10^{-6}$	$0,69 \cdot 10^{-6}$	$0,58 \cdot 10^{-6}$
Керосин Т-1	$8,59 \cdot 10^{-6}$	$1,63 \cdot 10^{-6}$	$1,21 \cdot 10^{-6}$

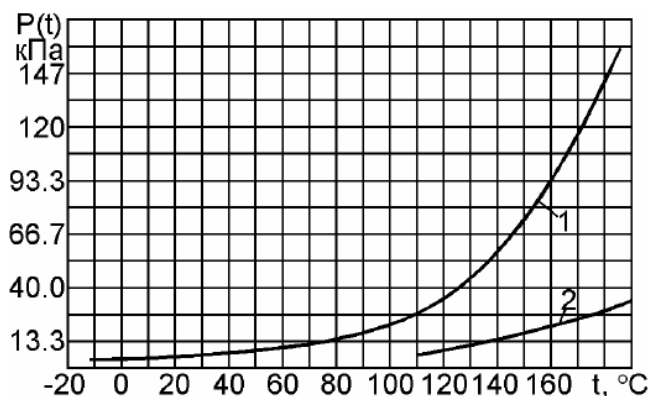


Рис. 9.2. Зависимость давления насыщенных паров топлива от его температуры:

1 — для топлива Т-1;
2 — для топлива Т-5

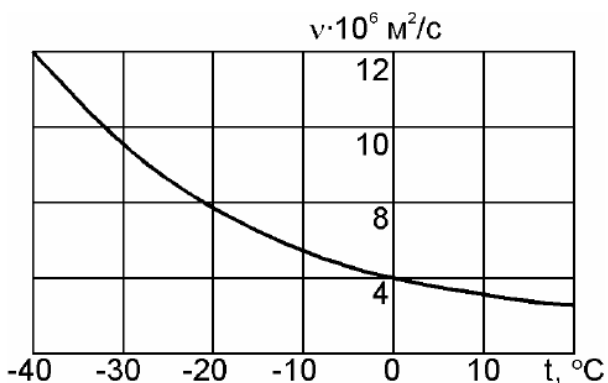


Рис. 9.3. Зависимость кинематической вязкости топлива от его температуры

4. Присутствие в топливе воды и механических примесей (пыли, продуктов коррозии трубопроводов и агрегатов ТС и т. п.) ухудшает работу ТС. Вода проникает в топливо в результате растворения водяных паров воздуха или конденсации в емкостях с топливом. Вода может содержаться в топливе в растворённом и нерастворённом состояниях. С ростом температуры топлива растворимость воды в нём возрастает. При этом дополнительное количество воды из воздуха растворяется в топливе. При уменьшении температуры топлива процесс идёт в обратном порядке. Растворимость воды снижается. Определённое количество воды испаряется. Часть воды выпадает в виде топливоводной эмульсии и осадков.

Наличие воды повышает коррозионную активность топлива. Это приводит к разъеданию трубопроводов, появлению течи, засорению топлива продуктами коррозии. Кроме того, при охлаждении топлива возможно образование кристаллов льда. Эти кристаллы забивают топливные фильтры, аппаратуру, трубопроводы. Растворимость воды в бензине выше, чем в керосине. Однако отрицательное влияние воды в ТС на керосине сильнее, чем в ТС на бензине. Это вызвано большей вязкостью керосина. Керосин удерживает воду, выделившуюся из раствора во взвешенном состоянии. В бензине вода быстро осаждается под действием силы тяжести. Кроме того, с ростом вязкости вода труднее отделяется в топливных фильтрах. Для борьбы с образованием льда в ТС применяют следующие методы:

- добавление присадок (например, жидкость «И» — моноэтиловый эфир этиленгликоля), понижающих температуру образования льда;
- впрыскивание спирта в наиболее важные фильтры;
- подогрев топлива горячим воздухом от компрессора двигателя или маслом из маслосистемы двигателя перед подачей топлива в фильтры.

5. Растворимость воздуха в топливе. Растворённый воздух составляет 10...20 % общего объёма нефтяного топлива. Растворимость воздуха в топливе прямо пропорциональна давлению в баке и обратно пропорциональна плотности, вязкости и величине поверхностного натяжения топлива. С увеличением высоты полёта давление падает и воздух начинает интенсивно выделяться из топлива, что вызывает сильное бурление топлива (холодное кипение). Поток становится двухфазным, сжимаемым, что приводит к пульсации давления, колебаниям и перебоям в подаче топлива к двигателю и его остановке. Кислород растворяется в топливе лучше, чем азот, поэтому в выделяющемся воздухе кислорода больше, чем в атмосферном. Это увеличивает взрывоопасность топливовоздушной смеси в надтопливном пространстве. При увеличении содержания воздуха в топливе упругость паров топлива увеличивается.

6. Термическая стабильность топлива. При увеличении температуры выше 120...150 °С некоторые авиационные топлива образуют нерастворимые осадки и смоловидные отложения. Причиной этого является окисление соединений, которые содержат серу, азот и кислород и присутствуют в топливе в небольших количествах. Это обычно приводит к засорению фильтров, нарушению работы агрегатов ТС и даже к её полному отказу.

7. Заряды статического электричества накапливаются при движении топлива по трубопроводам и агрегатам ТС. Для предотвращения накопления заряда применяют очистку топлива от примесей, что уменьшает электропроводность топлива. Применяют также антистатические присадки к топливу. Для избежания разряда статического электричества все трубопроводы и агрегаты ТС металлизируются, т. е. соединяются в один электрический контур.

Из совокупности показателей, характеризующих пригодность авиационных топлив для применения по прямому назначению, основными являются теплота сгорания, термоокислительная стабильность, давление насыщенных паров, вязкость, совместимость с конструкционными и уплотнительными материалами, склонность к нагарообразованию и противоизносные свойства. Пути достижения желаемых значений для части этих показателей являются взаимоисключающими. Практика показала, что в одной марке топлива невозможно сочетать все требования, предъявляемые к современному авиационному топливу. Поэтому

было создано несколько марок авиационных топлив, каждая из которых имеет определённые преимущества по эксплуатационным свойствам с учётом стоимости и ресурсов производства (например, в производстве прямогонные топлива дешевле, чем гидрогенизационные). Авиационные бензины маркируются буквой «Б» и цифрой, которая обозначает октановое число бензина. Авиационные керосины маркируются буквой «Т» и цифрой, которая просто обозначает марку топлива. Характеристики конкретного топлива нужно искать в справочниках.

Топливо Т-1 — прямогонное, предназначено для дозвуковой авиации с ГТД. Отличается относительно невысокой кинематической вязкостью в расчётном диапазоне температур $-60...+60\text{ }^{\circ}\text{C}$, но относительно высоким давлением насыщенных паров.

Топливо ТС-1 — прямогонное, предназначено для дозвуковой авиации с ГТД и сверхзвуковой с ограниченной продолжительностью сверхзвукового полёта. Отличается невысокой кинематической вязкостью в расчётном диапазоне температур $-60...+60\text{ }^{\circ}\text{C}$ при высоком давлении насыщенных паров. Аббревиатура расшифровывается как «Топливо сернистое первое», т. к. изготавливается из сортов нефти, содержащих большое количество серы, что приводит к существенному нагарообразованию в соплах ГТД. Это топливо относительно дешёвое.

Топливо РТ — гидрогенизационное, полностью удовлетворяет техническим требованиям, предъявляемым к топливу ТС-1, и может быть его заменителем. Вместе с тем, будучи более термостабильным, чем ТС-1, РТ допущено к применению в теплонапряжённых двигателях самолётов с увеличенной продолжительностью сверхзвукового полёта.

Топливо Т-2 — прямогонное, резервное по отношению к ТС-1 и РТ, широкофракционное с высоким давлением насыщенных паров, благодаря

чему имеет в 1,3–1,8 раза больший выход из нефти.

Топливо Т-5 предназначено для сверхзвуковых самолетов с ГТД. Отличается достаточно высокой кинематической вязкостью в расчётном диапазоне температур больше $100\text{ }^{\circ}\text{C}$, но относительно низким давлением насыщенных паров.

Топливо Т-6 — гидрогенизационное, высокотермостабильное, имеет повышенную плотность и низкое давление насыщенных паров. Применяется на высокоскоростных самолётах с большой продолжительностью сверхзвукового полёта.

Топливо Т-8 — гидрогенизационное, гидроочищенное, предназначено для сверхзвуковой авиации.

Топливо Т-8В — гидрогенизационное, резервное по отношению к Т-6. Характеризуется высокой плотностью, примерно вдвое меньшим, чем у ТС-1 и РТ, давлением насыщенных паров и высокой термостабильностью.

Бензин Б-70 — авиационный бензин, применяемый на самолётах с ПД.

§ 2. Назначение топливной системы и требования к ней.

ГОСТ 22945-78 Настоящий стандарт устанавливает применяемые в науке, технике и производстве термины и определения в области топливных систем самолетов.

Топливная система самолета Система силовой установки самолета для размещения топлива на самолете, выработки его в определенном порядке, подачи топлива в потребители, а также выполнения вспомогательных функций

К топливной системе предъявляется **ряд требований**, одни из которых общие, а другие зависят от типа и назначения ЛА (сверхзвуковой, танкер и т. п.):

1. Надёжное питание всех двигателей топливом (с необходимыми расходом и давлением) во всех ожидаемых условиях эксплуатации данного самолёта на земле и в полёте.

2. Обеспечение живучести и безопасности полётов, в первую очередь противопожарной:

- топливные баки не должны располагаться вблизи пассажирского салона или кабины экипажа;

- все металлические элементы топливной системы должны быть соединены между собой (металлизация) и с планером (а при стоянке и с землёй), чтобы не возникало разряда статического электричества;

- топливная система должна быть сконструирована так, чтобы предотвратить воспламенение паров топлива в результате прямого или скользящего удара молнии в зоны, где вероятность такого удара велика (например, на расстоянии 500 мм от конца крыла не должно быть заполнено топливом);

- топливопроводы желательно размещать внутри баков (в случае течи топливо вытекает в бак, а не в конструкцию планера).

3. Баки должны вмещать **основной запас топлива**, необходимый для полёта с заданной максимальной дальностью или продолжительностью, и **резервный запас топлива**, состоящий из аэронавигационного и компенсационного запасов. **Аэронавигационный запас** представляет собой массу топлива, необходимую, во-первых, для полёта из расчётной точки (высота принятия решения при заходе на посадку в аэродроме назначения) на запасной аэродром и, во-вторых, для полёта на режиме ожидания над запасным аэродромом в течение 30 мин. **Компенсационный запас** необходим для компенсации погрешностей точности самолётовождения, топливоизмерительных систем и определения метеорологических условий и составляет не менее 3 % основного запаса.

4. Для сохранения заданной центровки топливо должно вырабатываться в заданной последовательности автоматически. На случай отказа автоматики должно быть предусмотрено ручное управление выработкой.

5. Топливо должно быть очищено от механических примесей и воды. Вода, растворенная в топливе и выделившаяся из него в баках и элементах ТС или охлаждённая до наиболее критической температуры для обледенения, не должна вызывать нарушений работы ТС.

6. Должна быть обеспечена защита агрегатов ТС от коррозии, обмерзания, микроорганизмов, разрядов статического электричества, перегревов.

7. Необходимо обеспечить достаточную прочность, вибростойкость и герметичность ТС.

8. Необходимо обеспечить полный слив топлива на земле через легкодоступные и удобные в эксплуатации краны.

9. Необходимо обеспечить надёжный и непрерывный контроль за работой ТС.

10. ТС должна быть простой в управлении, удобной в обслуживании. Время обслуживания ТС должно быть минимальным (эксплуатационная технологичность).

11. Самолёт должен иметь систему аварийного слива топлива, если не доказано, что самолёт удовлетворяет требованиям к набору высоты при максимальной взлётной массе.

§ 3. Состав топливной системы

Топливная система предназначена для размещения на борту ЛА необходимого запаса топлива и бесперебойной его подачи в двигатели при всех возможных для данного ЛА режимах и условиях работы.

В состав топливной системы входят следующие подсистемы:

- хранения топлива (топливные баки (ТБ));
- заправки топливом;
- подачи топлива в двигатель (выработки топлива);
- перекачки топлива;
- дренажа и наддува ТС;
- аварийного слива топлива;
- обеспечения заданной центровки;
- контроля за расходом и остатком топлива;
- управления порядком выработки топлива.

На пассажирских и грузовых самолетах топливо размещают в крыле, освобождая фюзеляж для полезной нагрузки.

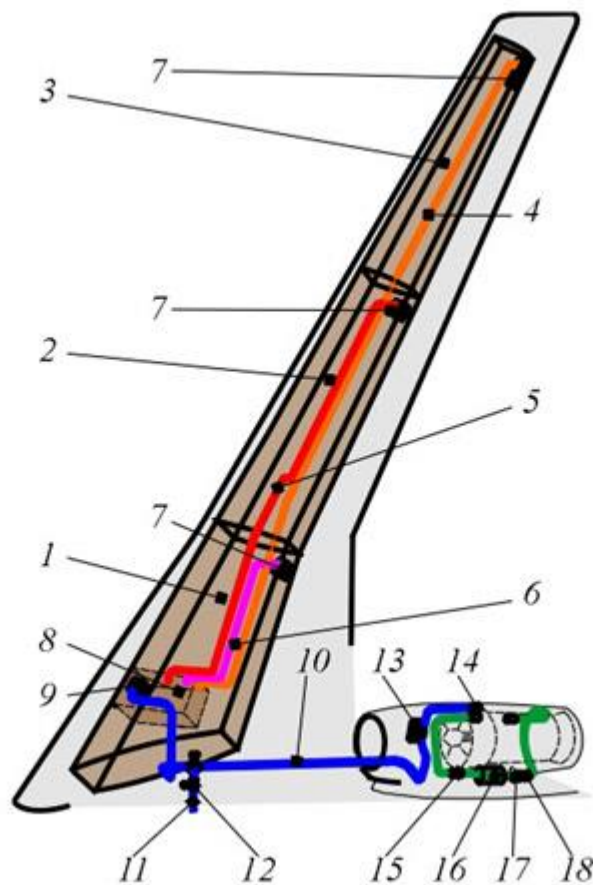


Рис. 4. Принципиальная схема топливной системы пассажирского самолета:
 1, 2, 3 - кессон-баки; 4, 5, 6 - трубопровод; 7 - перекачивающие насосы; 8 - расходный отсек; 9, 14 - подкачивающий насос; 10, 11 - трубопроводы; 12 - кран кольцевания (кран перекрестного питания); 13 - противопожарный кран; 15 - датчик расходомера; 16 - топливомасляной генератор; 17 - топливный фильтр; 18 - насос-регулятор

По размещению различают фюзеляжные, центропланные и консольные топливные баки, по характеру применения – расходные, предрасходные, балансировочные, дренажные.

Количество баков в может быть различным от трёх до восьми и более.(см. рис1,2,3) На рисунке 5 показано размещение топливных баков на самолёте Ту-134, где 1,2,3 левые и правые баки, "рб" расходный бак, "дб" дополнительные баки.

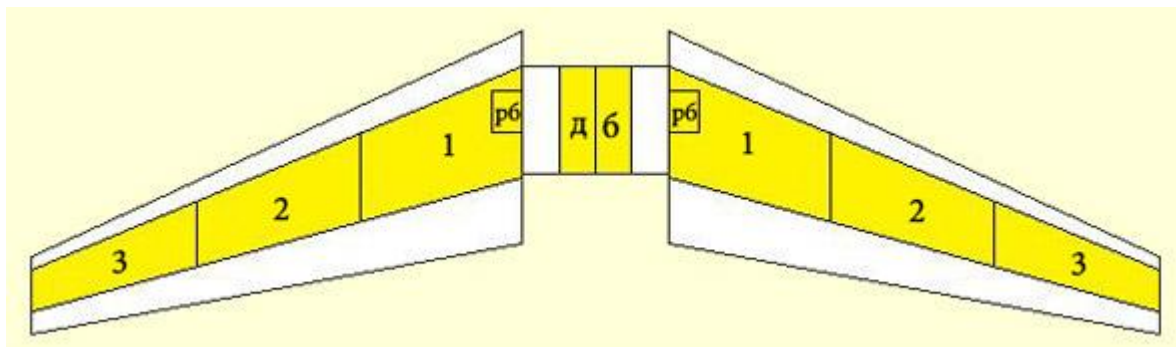


Рис.5

На рисунке 6 показано расположение баков на самолёте Ту-154

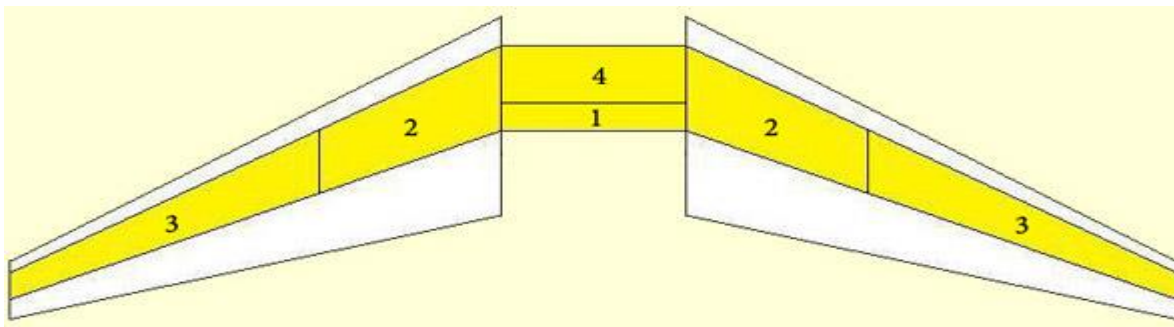


Рис.6

На рисунке 7 показано расположение баков на самолётах семейства А-320. Дренажный бак на концах крыла предназначен для перетекания в него топлива из других баков, в случае его теплового расширения, при стоянке с полными баками, а также для кратковременного заполнения этого бака в случае отказа клапанов заправки, во избежании раздутия баков.



Рис.7

Есть самолёты у которых часть топливных баков располагается в хвостовой части самолёта, например Ил-62, боинг-747.

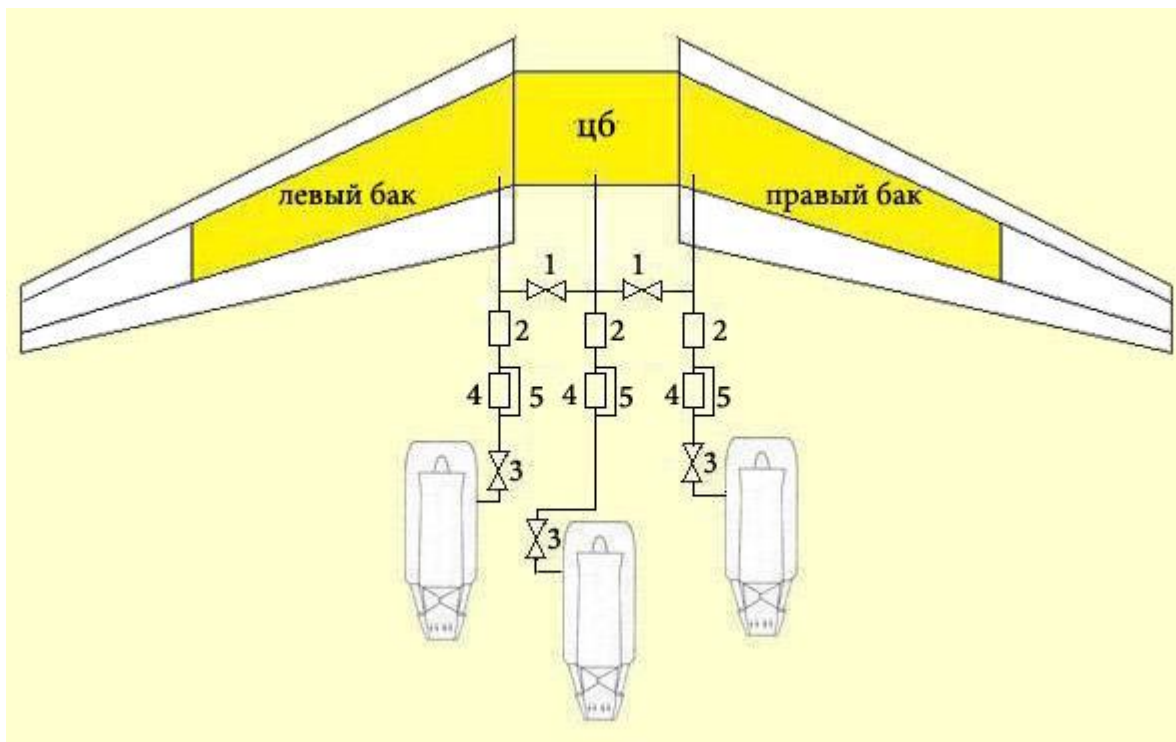


Рис.8

Расходными называются баки, из которых топливо подается к двигателям; **предрасходными** – баки, из которых топливо подается в расходные баки; **балансирующими** – баки, из которых топливо перекачивается в другие топливные баки для обеспечения необходимой центровки самолета.

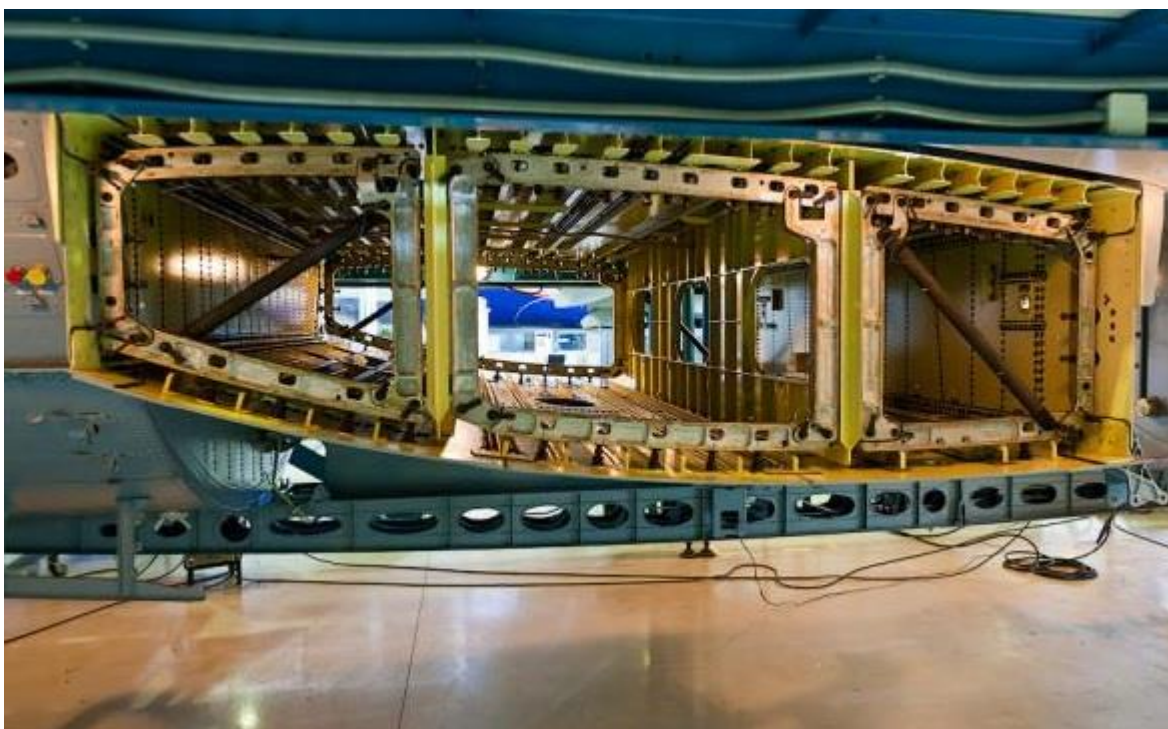


Рис. 9

Конструктивно топливные баки представляют собой герметичные отсеки, так называемые баки-кессоны. От порядка выработки топлива из баков,

обеспечиваемого автоматом расхода, зависит центровка самолета. С целью обеспечения необходимой устойчивости по крену топливо из правых и левых баков вырабатывается равномерно с помощью автомата выравнивания или вручную. На некоторых самолетах для уменьшения посадочного веса предусмотрена система аварийного слива топлива в полете. Большие авиалайнеры, которые предназначены для дальних перелетов, имеют несколько топливных баков, которые дополнительно оснащаются насосами. Все топливные баки соединяются между собой системой топливных проводов, которые позволяют использовать топливо из любого бака или производить его перекачку. Перекачка топлива из одного бака в другой возможна благодаря осуществлению более эффективной центровки летательного аппарата. Топливо из расходных баков перекачивается в запасные соответственно с разработанной программы расхода горючего в полете.

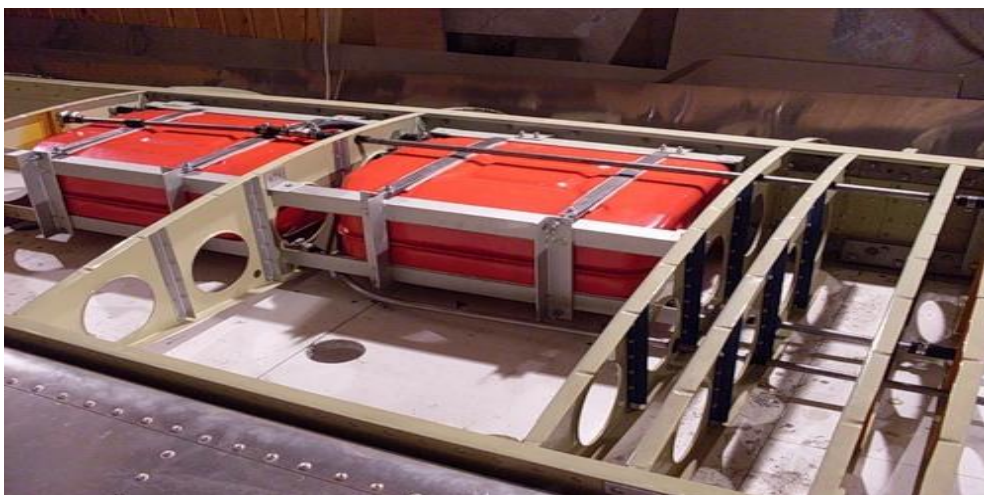


Рис. 10. Топливные баки изготовленные из стандартных алюминиевых канистр

Нужно отметить, что сам процесс заправки топлива в баки самолета происходит также в соответствии с планом центровки. Горючее подается в баки аппарата под давлением из специального заправщика через горловину, после чего оно распределяется между баками.

Каждый топливный бак в самолете имеет так называемую горловину слива, через которую можно слить все топливо. После каждой заправки проводится открытие данной горловины, что позволяет слить осевший на дне бака конденсат или воду. Естественно, в баке не должно быть никаких примесей, иначе это может послужить причиной отказа двигателя и аварии.

Также самолеты имеют системы аварийного сброса топлива прямо в воздухе. Данная система необходима при выполнении аварийных посадок, непосредственно после взлета, поскольку допустимая масса посадки летательного аппарата значительно меньше, нежели взлетная масса.



Рис.11. Топливный бак в лонжероне

Боевые самолеты, которым необходимо выполнять боевые операции на большом удалении от базы, могут оснащаться дополнительными баками подвешного типа. Они имеют обтекаемую форму для улучшения общей аэродинамики и подвешиваются к фюзеляжу или крылу самолета. После выработки всего горючего они сбрасываются. Также подобные устройства применяются для перегонки самолетов на другие аэродромы дислокации, они, как правило, установлены в середине корпуса.



Рис. 12. Подвесные топливные баки

§ 4. Системы подачи и перекачки топлива

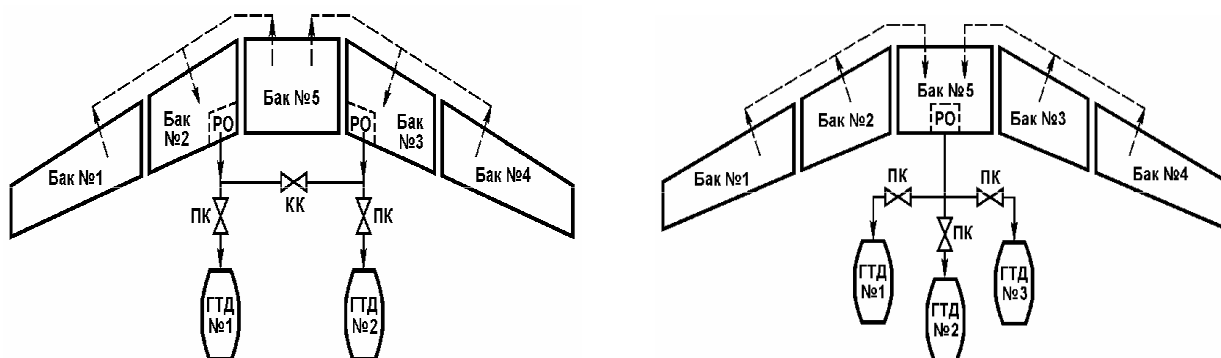
Систему выработки топлива условно можно разбить на систему перекачки топлива и систему подачи его к двигателям. Схема подачи топлива к двигателям определяется количеством топливных баков, двигателей и их компоновкой на самолете.

На многодвигательных самолетах применяются общие (централизованные), отдельные и автономные системы подачи топлива (рис. 12). В общей системе топливо подается через расходный бак ко всем двигателям, в отдельной – к каждому двигателю от определенной группы баков, автономные системы обеспечивают питание каждого двигателя из своего бака. Наиболее безопасной является автономная система подачи топлива, исключающая одновременный отказ всех двигателей.

Подача топлива к двигателям осуществляется из расходного (расходных)

отсека с помощью насосов подкачки.

В расходном баке размещаются, как правило, два насоса подкачки, которыми топливо подается к двигателям. Подача топлива к насосам высокого давления двигателей для обеспечения их бескавитационной работы производится при двухступенчатом повышении давления. Вначале давление повышается баковыми насосами подкачки, а затем двигательным насосом. В магистралях подачи топлива в двигатели устанавливаются обратные клапаны, краны кольцевания, пожарные краны, датчики расходомеров, топливомасляные теплообменники и фильтры, топливные аккумуляторы, обеспечивающие питание двигателей топливом на режимах полета с околонулевыми и отрицательными вертикальными перегрузками.



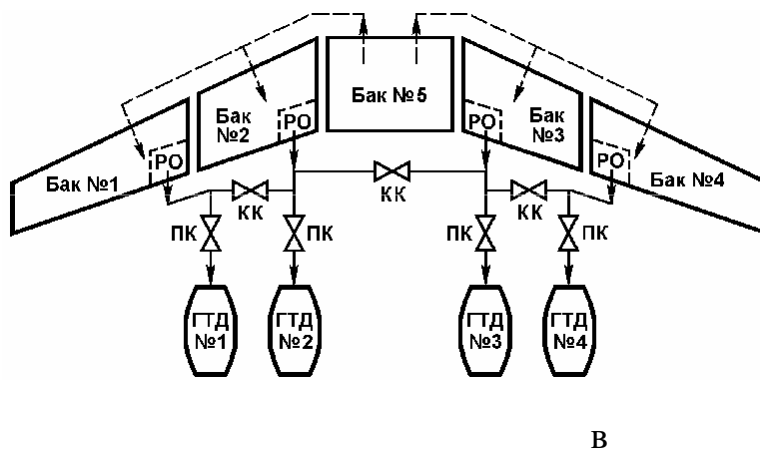


Рис. 13. Классификация систем подачи топлива к двигателям:

а – общая; б – раздельная; в – автономная; РО – расходный отсек; ПК – перекрывной кран; КК – кран кольцевания

Наличие линии кольцевания с кранами кольцевания обеспечивает подачу топлива в любой двигатель при отказах в подкачивающей магистрали любого расходного бака, а также служит для выравнивания количества топлива в симметричных баках. Подача топлива в двигатели контролируется сигнализаторами давления, датчики которых устанавливаются за каждым баковым насосом подкачки. Сигнализация осуществляется обычно на мнемосхеме топливной системы в кабине экипажа.

Системы перекачки топлива выполняют различные функции и могут быть подразделены на:

- основную (обеспечивает подачу топлива из баков в расходные отсеки в определенной очередности);
- вспомогательную (обеспечивает откачку топлива из дренажных отсеков, выработку остатков топлива из баков и т.д.);
- балансировочную (обеспечивает необходимую центровку самолета). Для повышения надежности работы в баках устанавливают по два электрических центробежных насоса. В системах перекачки топлива дополнительно используются струйные насосы.

Например, на самолете Як-42 топливо размещено в трех кессонах

(рис. 13) – двух крыльевых и одном центропланном (среднем).

Каждый из трех двигателей Д-36 и ВСУ питается топливом из соответствующего топливного кессона.

Топливо к двигателям подается под давлением подкачивающими насосами, установленными в кессонах. К каждому боковому двигателю Д-36 топливо из кессонов подается двумя подкачивающими насосами, включенными в магистраль питания параллельно. Средний двигатель питается топливом от двух подкачивающих насосов, установленных в среднем кессоне.

К магистральным трубопроводам питания двигателей подсоединены обратные самотечные клапаны, предназначенные для подачи топлива к двигателям самотеком в случае отказа подкачивающих насосов. Кроме того, для обеспечения питания двигателей топливом под давлением при отказе отдельных подкачивающих насосов магистральные трубопроводы питания

боковых двигателей соединены с магистралью питания среднего двигателя через два крана кольцевания трубопроводом кольцевания.

В магистрали питания двигателей включены топливные аккумуляторы и пожарные краны.

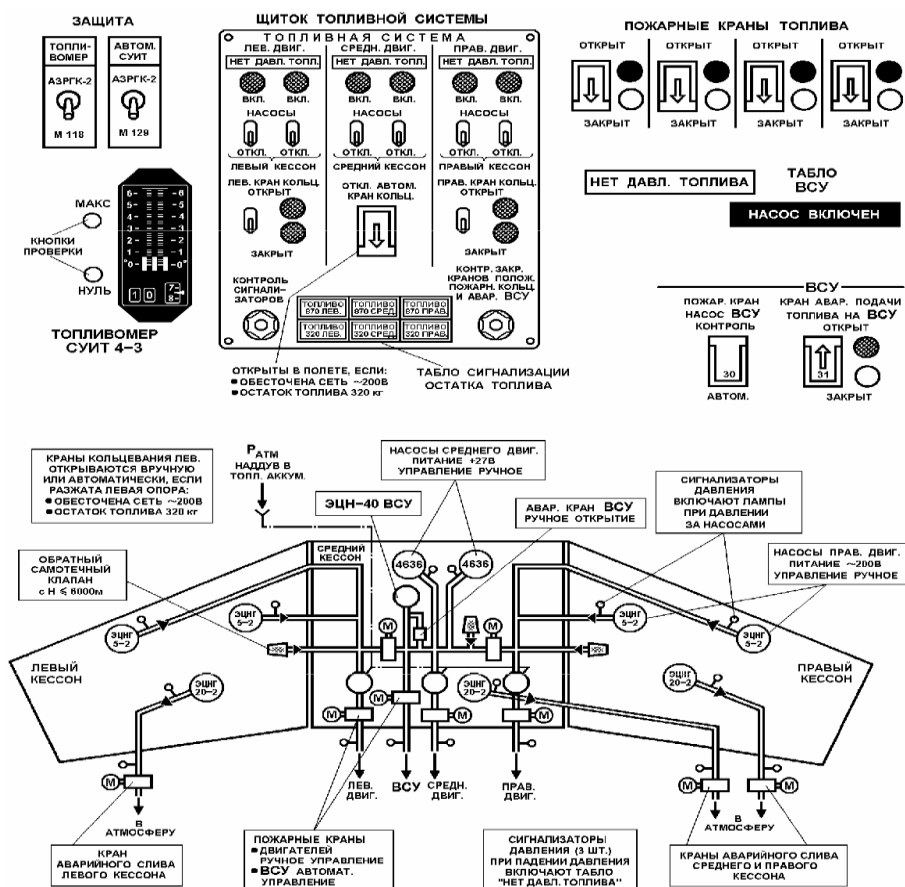


Рис. 13. Топливная система самолета Як-42

Питание топливом вспомогательной силовой установки осуществляется из центропланного кессона пусковым насосом. При работе подкачивающих насосов расходный отсек всегда (кроме случая отрицательной перегрузки) заполнен топливом. Топливо в расходный отсек боковых кессонов подается двумя струйными насосами, в расходный отсек среднего кессона – четырьмя струйными насосами, использующими для своей работы активное топливо, отбираемое от подкачивающих насосов. В стенках расходного отсека установлены три обратных клапана, обеспечивающие приток топлива в расходный отсек в случае питания двигателя на самотеке.

Система дренажа – открытого типа, с отбором воздуха для подачи в топливные кессоны непосредственно из атмосферы. Каждый боковой кессон имеет свою систему дренажа.

Для дренажирования среднего кессона в верхнюю его часть из дренажных отсеков боковых кессонов выведены два дренажных трубопровода.

Если разница топлива в симметричных баках превысит допустимую величину, его количество выравнивается следующим образом:

- открываются краны кольцевания симметричных двигателей;
- отключаются подкачивающие насосы двигателя с меньшим остатком топлива и вырабатывается топливо из баков двигателя с большим остатком до выравнивания его количества;
- включаются ранее выключенные подкачивающие насосы;
- закрываются краны кольцевания.

При отказе двух насосов в одном баке двигателя питаются самотеком. Полет выполняется с минимальными эволюциями на высоте, обеспечивающей устойчивую работу двигателя, до ближайшего аэродрома.

Органы управления агрегатами топливной системы размещены на верхнем пульте кабины экипажа и пульте управления ВСУ.

Суммарное количество топлива определяется по показаниям трехразрядного барабанчикового счетчика, а количество топлива в каждом кессоне – по показаниям трех столбиков индикатора, которые устанавливаются против деления шкалы, соответствующего количеству топлива в кессоне.

Работа измерительной части топливомера основана на измерении электрической емкости датчиков, изменяющейся с изменением уровня топлива в

баках. Електроёмкостные датчики выполняются в виде конденсатора из коаксиально расположенных труб.

Работа автоматической части управления расходом и заправкой основана на свойстве катушки индуктивности датчика-сигнализатора изменять индуктивное сопротивление от перемещения в ней стального сердечника при изменении уровня топлива.

Измерение количества топлива в баке при помощи поплавково-рычажных топливомеров основано на принципе преобразования с помощью реостата перемещения поплавка в электрический сигнал.

Для измерения мгновенного расхода топлива каждым двигателем и остатка топлива в баках для каждого двигателя предназначен расходомер. Крыльчатотактометрический расходомер представляет собой преобразователь, генерирующий электрический сигнал, пропорциональный расходу протекающего топлива.

Перед полетом экипаж обязан:

- принять доклад от авиатехника о количестве и сорте заправленного топлива;
- убедиться, что слит отстой топлива и в нем отсутствуют механические примеси и вода, а в зимнее время – кристаллы льда.

Произвести внешний осмотр самолета, при этом проверить, нет ли течи топлива, проверить заправку самолета топливом.

После посадки в кабину необходимо включить и проверить исправность топливомера, суммарное количество топлива в баках. Контроль за расходом топлива в полете осуществлять по топливомеру. Загорание светосигнализатора с красным светофильтром на светосигнальном табло «ОСТАТ. ТОПЛ.» указывает пилоту на то, что в баках осталось топлива на 30 минут полета.

На Як-42 вообще нет ни какой последовательности, здесь центровка ни как не зависит от выработки топлива. Но бывают случаи по сложнее, в качестве примера приведу последовательность выработки на самолёте Ту-134(см рис. 5). При полной заправке, сначала топливо вырабатывается из 3их баков полностью (1очередь), затем топливо начинает вырабатываться из 1вых баков до остатка в них 2200кг(2а очередь). После остатка 2200кг в 1вых баках, выработка переключается на 2ые баки(3я очередь), после полной выработки из 2ых баков, выработка вновь переключается на 1ые баки(2б очередь), здесь происходит полная выработка топлива. Надо отметить, что последовательность выработки топлива полностью автоматизирована и лишь контролируется экипажем ВС, но в

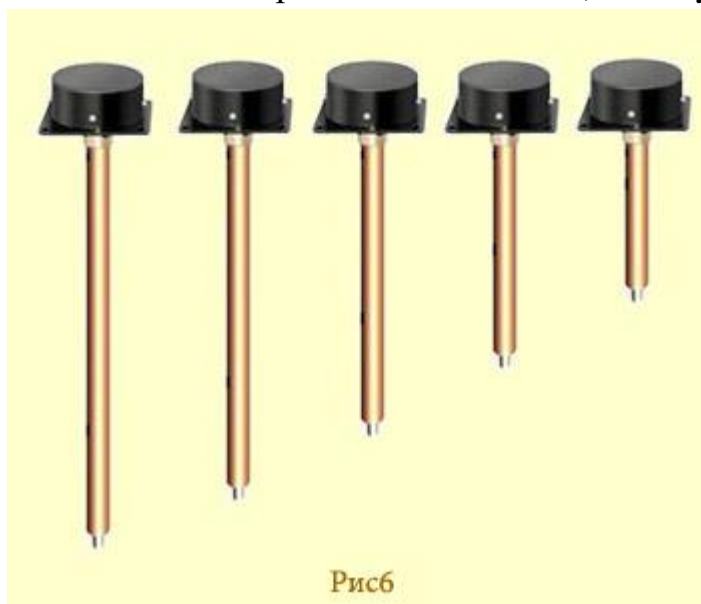
случае её отказа, выработка может осуществляться и в ручную, но с соблюдением той же последовательности. Т.о. каждому самолёту присуща своя система выработки.

Для обеспечения бесперебойной подачи топлива к двигателям при эволюциях, на самолётах установлены расходные баки. Всё топливо, подающееся к двигателям, проходит через эти баки. Смысл их в том, что они всегда полные. Во время полёта самолёта происходит постоянное их пополнение из топливных баков специальными насосами перекачки, в самих же расходных баках установлены подкачивающие топливные насосы. Для обеспечения надёжности системы, на многих самолётах насосы спаренные, причём иногда электропитание таких насосов производится от различных шинн, т.е. имеет различное напряжение. К перекачивающим насосам относятся внутрибаковые насосы ЭЦН-91С, ЭЦН-91Б внебаковые агр.463 и др. К подкачиваемым ЭЦН-14, ЭЦН-45, ЭЦНГ-5 и др.(см. рис5)



Сигнализация работы всех топливных насосов работает по следующему принципу: в топливном трубопроводе, за каждым насосом, устанавливается датчик мембранного типа. Как только насос начинает работать, давление топлива в трубопроводе за насосом увеличивается, мембрана датчика прогибается и замыкает контакты цепи сигнализации. В результате в кабине пилотов на панели топливной системы, загорается лампочка или индикатор работы конкретного насоса, как только топливо в баке заканчивается, насос начинает прохватывать воздух, давление в трубопроводе начинает "скакать", в результате лампочка на топливной панели моргает, сигнализируя об оканчивающемся топливе. Включение насосов без топлива не рекомендуется, т.к. топливо одновременно является смазывающим элементом трущихся деталей насоса. Все подкачивающие и перекачивающие насосы центробежного типа, устанавливаются как можно

ближе к дну бака, чтобы обеспечить максимальную выработку топлива. Измерение топлива в баках происходит с помощью датчиков ёмкостного типа. Такой датчик представляет собой, по сути, конденсатор, ёмкость которого



Рисб

меняется в зависимости от среды между пластинами. Изменение уровня среды, приводит к изменению его ёмкости, замеряя эту ёмкость, фактически мы замеряем уровень. В каждом баке, в разных местах, установлено по несколько ёмкостных датчиков. Так как высота бака в разных местах разная, то и длина датчиков будет различна (см.рисб). Все ёмкостные датчики устанавливаются в баках и регулируются таким образом, чтобы

при эволюциях самолёта показания датчиков на указателе количества топлива были не изменны. Причём замерять можно как суммарное количество топлива, так и количество топлива в каждом баке по отдельности. Заправка самолёта топливом может осуществляться централизованно, т.е. через заправочный шланг могут заправляться сразу все баки, и открытым способом, т.е. через верхние заправочные горловины. К недостаткам открытой заправки можно отнести то, что при ней возможно попадание грязи, мусора и атмосферных осадков в бак через горловину, а также более длительное время заправки, ведь баки заправляются по одному. На современных самолётах открытая заправка уже не применяется. Для обеспечения центровки самолёта при его стоянке, централизованная заправка осуществляется в строгой последовательности. Для каждого самолёта она своя. Выбор последовательности заправляемых баков, зависит от количества заправляемого топлива. Если самолёт летит не на максимальное расстояние, то нет необходимости заправлять полные баки, при этом некоторые баки могут вообще не заправляться, например на Ту-134 при длительности рейса 2 часа, третьи баки не заправляются, на Б-737 остаётся сухим центральный бак.

Заправка

Централизованная заправка осуществляется со специального щитка заправки. На нем, как правило, выставляется способ заправки (в автомате или вручную). При автоматическом способе заправки, на специальном задатчике выставляется количество заправляемого топлива и открывается центральный заправочный

клапан, клапаны заправки каждого бака могут открываться автоматически, а могут открываться и вручную. Закрытие клапанов заправки, при достижении заданного количества топлива, происходит автоматически от датчиков заправки, которые, конструктивно, аналогичны датчикам системы измерения, т.е. являются ёмкостными. При ручной централизованной заправке необходимо постоянно контролировать количество заправляемого топлива, во избежании перезаправки топливного бака. Для предотвращения перезаправки в автоматическом режиме, применяется несколько блокировок закрытия клапанов заправки каждого бака, как от датчиков заправки, так и применение простого поплавкового клапана. На всех самолётах применяется система дренажирования топливных баков. Конструктивно они выполнены по разному, но суть у всех одна, топливные баки должны быть сообщены с атмосферой, иначе при выработке топлива в баке начнёт создаваться вакуум и топливо перестанет поступать к двигателям. У системы дренажа есть и ещё одна функция, это предотвращение раздутия баков на стоянке самолёта с полной заправкой при повышении температуры воздуха. Некоторые самолёты просто сбрасывают увеличившееся в объёме топливо на стоянку. Следует отметить, что измерение топлива при заправке самолёта производится в литрах, галонах и других размерностях объёма. А вот измерение количества заправленного топлива производится уже в килограммах или тоннах. Для чего это сделано, наверно понятно. Вес топлива, это уже массовая характеристика, в литрах взлётный вес не измеришь. При выполнении заправки самолёта любым способом всегда строго соблюдаются правила техники безопасности и пожарной безопасности. На территории аэропорта вообще запрещено курение в неположенном месте. Перед заправкой, сам самолёт и подъехавший к нему топливозаправщик, специальными тросами заземляются к специальным колодцам заземления, каждый по отдельности, также прокладывается специальный трос выравнивания потенциала между самолётом и топливозаправщиком. Только после прокладки всех этих тросов, можно подсоединять заправочный рукав к заправочному штуцеру самолёта.

III. Заключительная часть

Преподаватель напоминает тему, учебные цели и вопросы занятия отмечает положительные отрицательные моменты при проведении занятия отвечает на вопросы, объявляет оценки, поясняет порядок подготовки к следующему занятию.

Литература.

3. Корнеев, В.М. Конструкция и основы эксплуатации летательных аппаратов : конспект лекций / В.М. Корнеев. – Ульяновск : УВАУ ГА(и), 2009. – 130 с.

4. Проектирование систем силовых установок самолётов: консп. лекций / С. В. Епифанов, В. Д. Пехтерев, А. И. Рыженко и др. — Х. : «Харьковский авиационный институт», 2011. — 512 с.
5. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов : Учебник для студентов авиационных специальностей вузов. - 3-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 2005. – 406с. (6.1.2)

Лекция №6

Тема: «Противообледенительная система самолёта (ПОС)».

- § 1. Общие сведения
- § 2. Агрегаты ПОС системы
- § 3. Основные работы по обслуживанию ПОС.

Цель занятия: Лекции составляют основу теоретического обучения и должны давать систематизированные основы научных знаний по дисциплине, раскрывать состояние и перспективы развития соответствующей области науки и техники, концентрировать внимание обучающихся на наиболее сложных и узловых вопросах, стимулировать их активную познавательную деятельность и способствовать формированию творческого мышления. Ведущим методом в лекции выступает устное изложение учебного материала, сопровождающееся демонстрацией видео и кинофильмов, схем, плакатов, показом моделей, приборов и макетов, использованием электронно-вычислительной техники.

I. Вводная часть: Отобразить тему и учебные вопросы на доске, объявить цель, указать на актуальность данного занятия, довести порядок проведения занятия

II. Основная часть:

§ 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).

Противообледенительные системы подразделяются на механические, физико-химические и тепловые. Кроме того по принципу действия они бывают непрерывного действия и циклические.

ПОС непрерывного действия после включения работают без остановки и не допускают образования льда на защищаемых поверхностях. А циклические ПОС оказывают свое защитное действие отдельными циклами, освобождая при этом поверхность от образовавшегося за время перерыва льда.

1. Механические противообледенительные системы – это как раз системы циклического действия. Цикл их работы делится на три части: образование слоя льда определенной толщины (около 4 мм), далее разрушение целостности этого слоя (или уменьшение его сцепления с обшивкой) и, в завершении, удаление льда под действием скоростного напора.

Конструктивно они выполняются в виде специального протектора, изготовленного из тонких материалов (что-нибудь типа резины) со встроенными в него камерами и разбитого на несколько секций. Этот протектор размещается на защищаемых поверхностях. Обычно это носки крыла и хвостового оперения. Камеры могут располагаться как вдоль размаха крыла, так и поперек него.

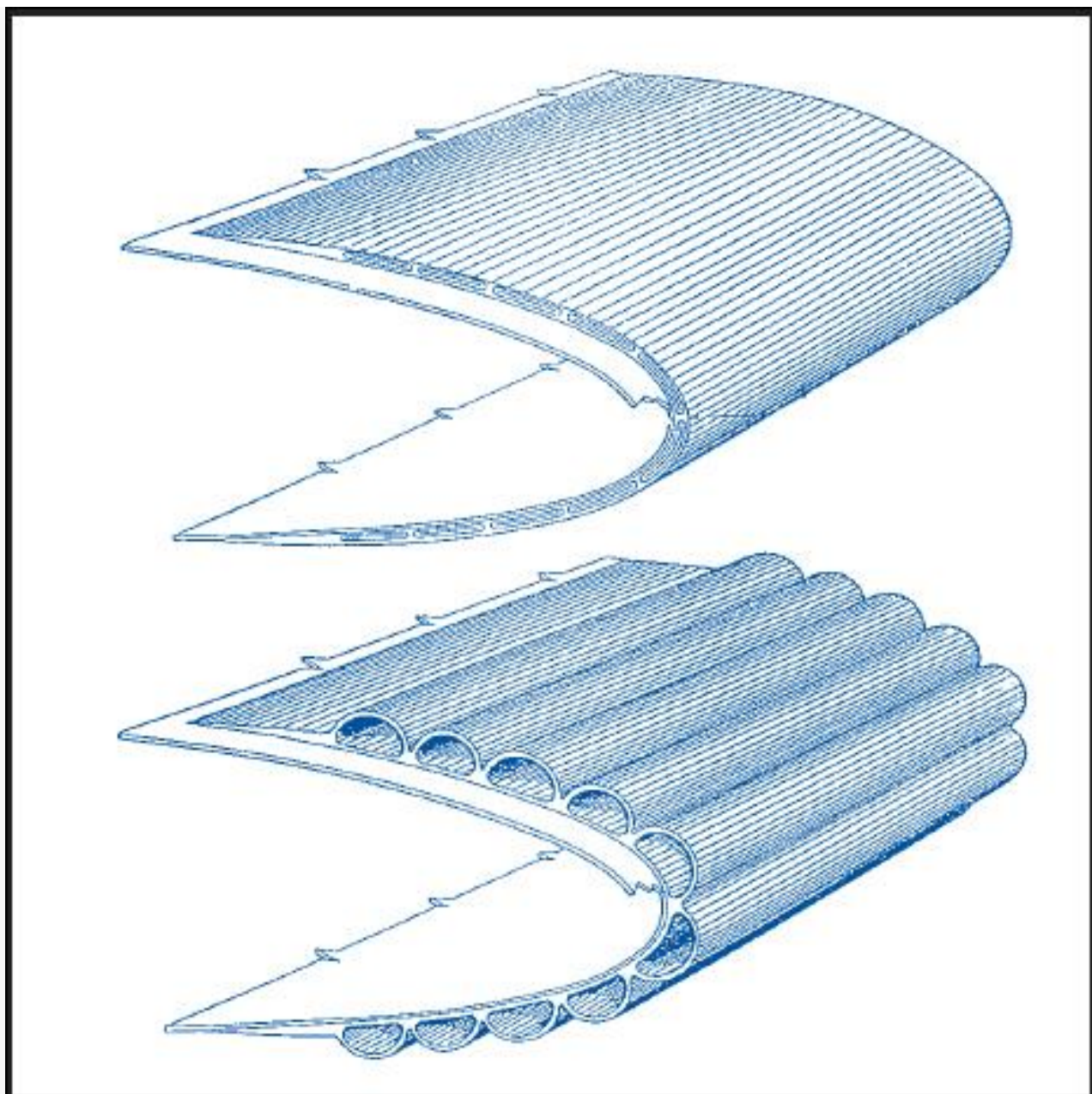


Рис.1 Принцип действия

При включении системы в действие в камеры определенных секций в разное время подается под давлением воздух, забираемый от двигателя (ТРД, или от компрессора, приводимого двигателем в действие). Давление порядка 120-130 кПА. Поверхность «вспучивается», деформируется, лед при этом теряет целостную структуру и сдувается набегающим потоком. После выключения воздух отсасывается специальным инжектором в атмосферу. ПОС такого принципа действия одна из первых, нашедших применение в авиации. Однако на современные скоростные самолеты она установлена быть не может (макс. V до 600 км/ч), потому что под действием скоростного напора на больших скоростях происходит деформация протектора и, как следствие, изменение формы профиля, что, конечно же, недопустимо.



Передняя кромка крыла самолета Bombardier Dash 8 Q400, оборудованная пневматическим противообледенительным носком. Видны продольные пневмокамеры.



Самолет Bombardier Dash 8 Q400.

При этом поперечные камеры в плане создаваемого ими аэродинамического сопротивления находятся в более выигрышном положении, чем продольные. А вообще увеличение профильного сопротивления (в рабочем состоянии до 110%, в нерабочем до 10%) – это один из главных недостатков такой системы.

Кроме того протекторы недолговечны и подвержены разрушающему воздействию окружающей среды (влага, перепады температуры, солнечный свет) и различного вида динамических нагрузок. А главное достоинство – это простота и малая масса, плюс к этому относительно небольшой расход воздуха.

К механическим системам циклического действия можно также отнести электроимпульсную ПОС. Основа этой системы – специальные электроды-

соленоиды без сердечников, называемые индукторами вихревых токов. Они расположены вблизи обшивки в районе зоны обледенения.

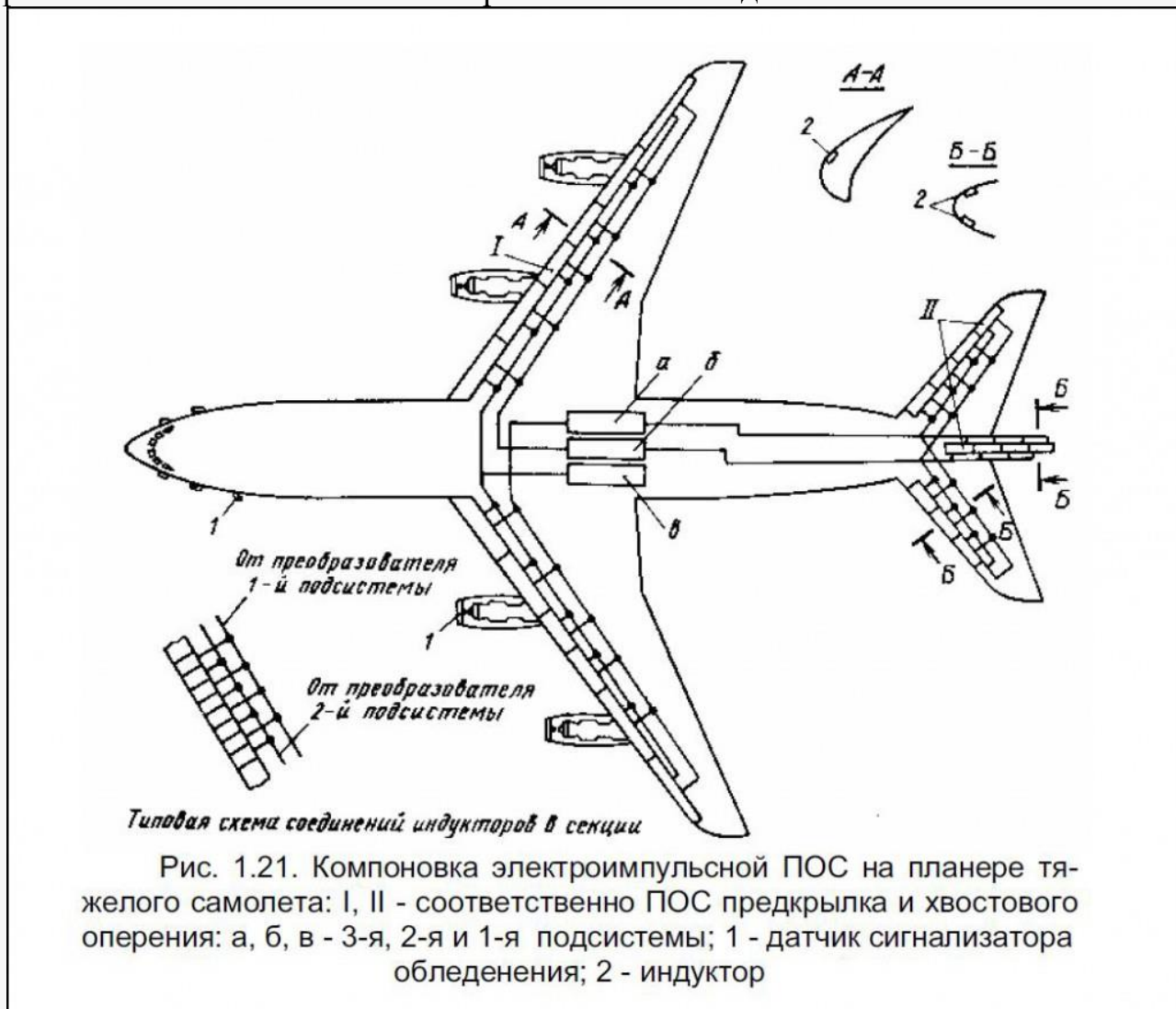


Схема электроимпульсной ПОС на примере самолета ИЛ-86.

На них мощными импульсами (с интервалами в 1-2 секунды) подается электрический ток. Длительность импульсов несколько микросекунд. В результате в обшивке наводятся вихревые токи. Взаимодействие полей токов обшивки и индуктора вызывает упругие деформации обшивки и, соответственно, расположенного на ней ледового слоя, который разрушается.

2. Тепловые противообледенительные системы. В качестве источника тепловой энергии может быть использован горячий воздух, забираемый из компрессора (для ТРД) или же проходящий через теплообменник, подогреваемый выходящими газами.

Воздушно-тепловая ПОС

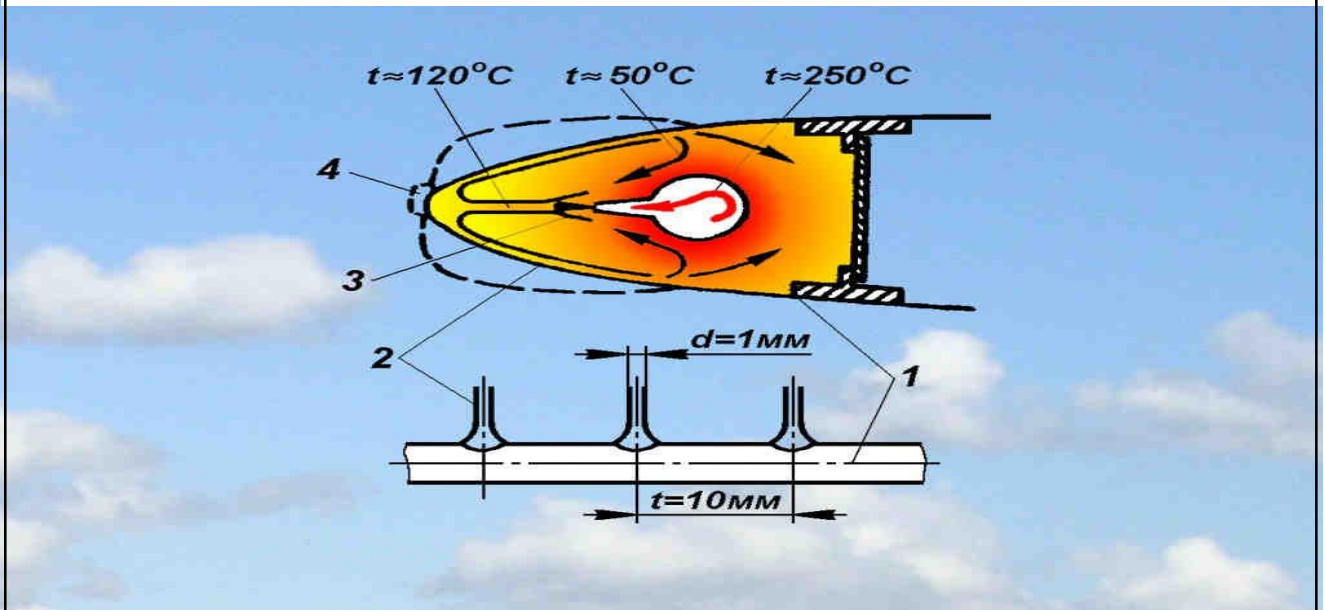


Схема воздушно-теплого обогрева носка профиля. 1 - обшивка летательного аппарата; 2 - стенка; 3 - гофрированная поверхность; 4 - лонжерон; 5 - распределительная труба (коллектор).

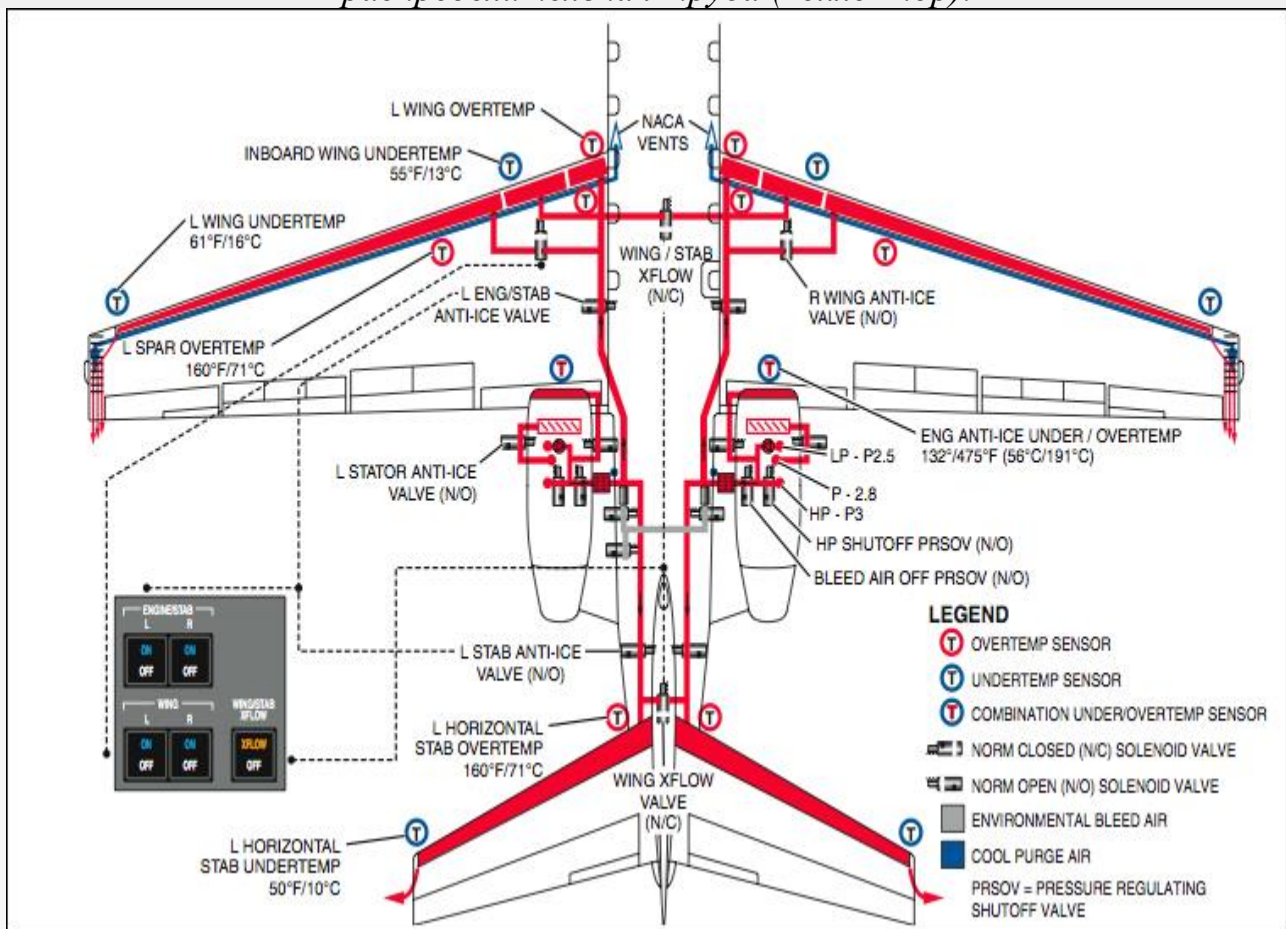


Схема воздушно-тепловой ПОС самолета Cessna Citation Sovereign CE680.



Самолет Cessna Citation Sovereign CE680.

Такого рода системы наиболее широко распространены сейчас, из-за своей простоты и надежности. Они тоже бывают как циклические, так и непрерывного действия. Для обогрева больших площадей применяются чаще всего циклические системы из соображений экономии энергии.

Тепловые системы непрерывного действия используются в основном с целью предотвращения образования льда в тех местах, где его сброс (в случае применения циклической системы) мог бы иметь опасные последствия. Например, сброс льда с центроплана самолетов, у которых двигатели расположены в хвостовой части. Это могло бы повредить лопасти компрессора в случае попадания сбрасываемого льда на вход в двигатель.

Горячий воздух подводится в район защищаемых зон через специальные пневмосистемы (трубы) отдельно от каждого двигателя (для обеспечения надежности и работы системы в случае отказа одного из двигателей). Причем воздух может распределяться по обогреваемым областям проходя как вдоль, так и поперек них (у таких коэффициент полезного действия выше). После выполнения своих функций воздух выпускается в атмосферу.

Главный недостаток этой схемы — ощутимое падение мощности двигателя при использовании компрессорного воздуха. Она может падать вплоть до 15% в зависимости от типа самолета и двигателя. Этим недостатком не обладает тепловая система, использующая для нагрева электрический ток. В ней непосредственно работающим узлом является специальный токопроводящий слой, содержащий нагревательные элементы в виде проволоки (чаще всего) и расположенный между изоляционными слоями вблизи обогреваемой поверхности (под обшивкой крыла, например). Такие системы обычно работают в импульсном режиме для экономии энергии. Они очень компактны и имеют малую массу. По сравнению с воздушно-тепловыми системами практически не зависят от режима работы двигателя (в плане потребляемой мощности) и имеют значительно более высокий коэффициент полезного действия: для воздушной системы максимальный КПД — 0,4, для электрической — 0,95. Однако, конструктивно они более сложные, трудоемки в обслуживании и имеют достаточно высокую вероятность отказов. Кроме того требуют наличия достаточно большой вырабатываемой мощности для своей работы.

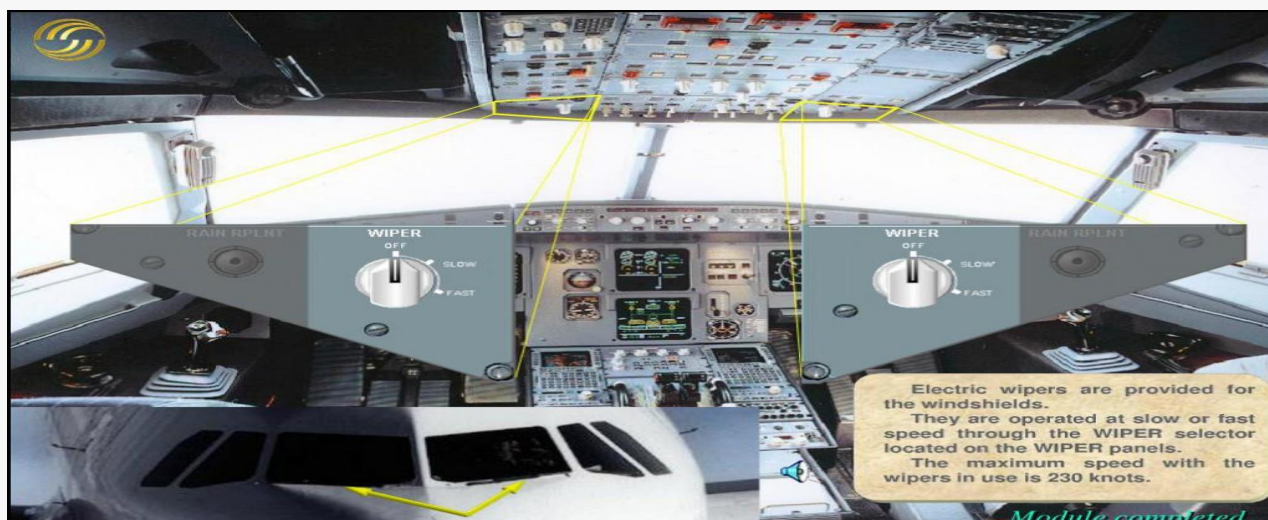


Рис.2. Конструкция электронагревательного элемента передних кромок крыла:
 I - внутренняя обшивка 2,4,6 - стеклоизоляция; 3 - нагревательный элемент; 5 - тепловой нож; 7 - внешняя обшивка

Электротепловые ПОС используются также для обогрева различных датчиков и приемников воздушного давления, а также для устранения обледенения лобового остекления кабин летательных аппаратов. Нагревательные элементы в этом случае вставляются в корпуса датчиков или между слоями многослойного лобового стекла. Борьба с запотеванием (и обледенением) стекла кабины изнутри ведется с помощью обдува теплым воздухом (воздушно-тепловая ПОС). Менее применяемый (в общем числе) в настоящее время способ борьбы с обледенением – физико-химический. Здесь тоже есть два направления. Первое – это уменьшение коэффициента сцепления льда с защищаемой поверхностью, а второе – уменьшение (снижение) температуры замерзания воды. С целью уменьшения сцепления льда с поверхностью могут быть использованы либо различные покрытия типа специальных лаков, либо отдельно наносимые вещества (например, на основе жиров или парафинов). Такой способ имеет много технических неудобств и практически не применяется.

Уменьшение температуры замерзания может быть достигнуто путем смачивания поверхности жидкостями, имеющими более низкую температуру замерзания, чем вода. Причем такая жидкость должна быть удобна в применении, хорошо смачивать поверхность и не быть агрессивной по отношению к материалам конструкции летательного аппарата. На практике в этом случае чаще всего применяется подходящий по всем требуемым параметрам спирт и его смеси с глицерином. Такого рода системы не очень-то и просты и требуют большого запаса *спежжидкости*. Кроме того они не растворяют уже образовавшийся лед. Кроме того для этих целей используются антифризы, то есть смеси на базе этиленгликоля (или пропиленгликоля, как менее токсичного). Самолеты, использующие такие системы, на передних кромках крыла и хвостового оперения имеют панели с рядами отверстий очень малого диаметра. Через эти отверстия во время полета при возникновении условий обледенения специальным насосом подается реагент и встречным потоком раздувается по крылу. Применяются такого рода системы в основном в поршневой авиации общего назначения, а также частично в бизнес- и военной авиации. Там же жидкостная система с антифризом используется и для антиобледенительной обработки винтов легких самолетов.

Спиртосодержащие жидкости часто используются для обработки лобовых стекол в комплекте с устройствами, представляющими собой по сути дела обычные «дворники». Получается так называемая жидкостно-механическая система.



Из всех вышеперечисленных видов ПОС некоторые используются в комплексе. Например, воздушно-тепловая с электротепловой или электроимпульсная с электротепловой.

§ 2. Агрегаты ПОС системы.



Пример расположения датчиков обледенения. Самолет A320.

Многие современные ПОС работают в комплексе с датчиками (или сигнализаторами) обледенения. Они помогают контролировать метеорологические условия полета и вовремя обнаруживать начавшийся процесс обледенения. Системы антиобледенения могут включаться как вручную, так и по сигналу от этих сигнализаторов.

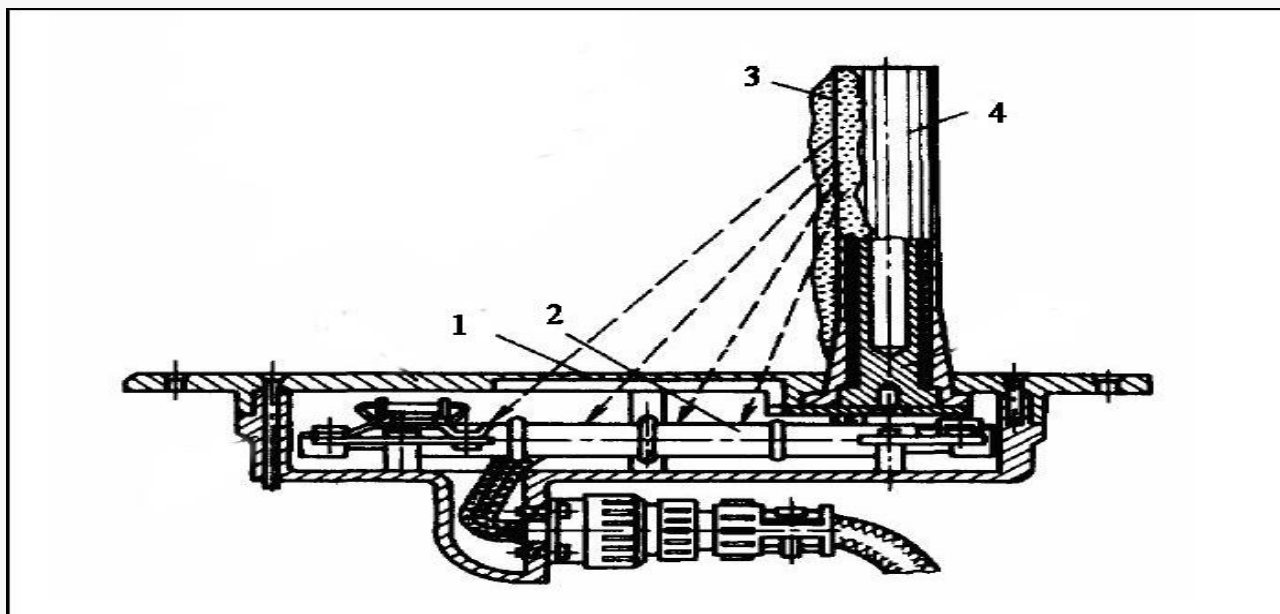
Такого рода датчики устанавливаются на самолете в местах, где набегающий воздушный поток претерпевает наименьшие искажения. Кроме того они устанавливаются в каналах воздухозаборников двигателей и бывают двух видов действия: косвенного и прямого.

Первые обнаруживают наличие в воздухе капель воды. Они, однако, не могут отличить переохлажденную воду от обычной, поэтому имеют температурные корректоры, которые включают их в работу только при отрицательных

температурах воздуха. Такие сигнализаторы отличаются высокой чувствительностью. Действие их датчиков основано на измерениях электросопротивления и теплоотдачи.

Вторые реагируют непосредственно на образование и толщину льда на самом датчике. Чувствительность к условиям **обледенения** их ниже, потому что они реагируют только на лед, а для его образования нужно время. Датчик такого сигнализатора выполнен в виде штыря, выставленного в поток. На нем образуется лед при возникновении соответствующих условий.

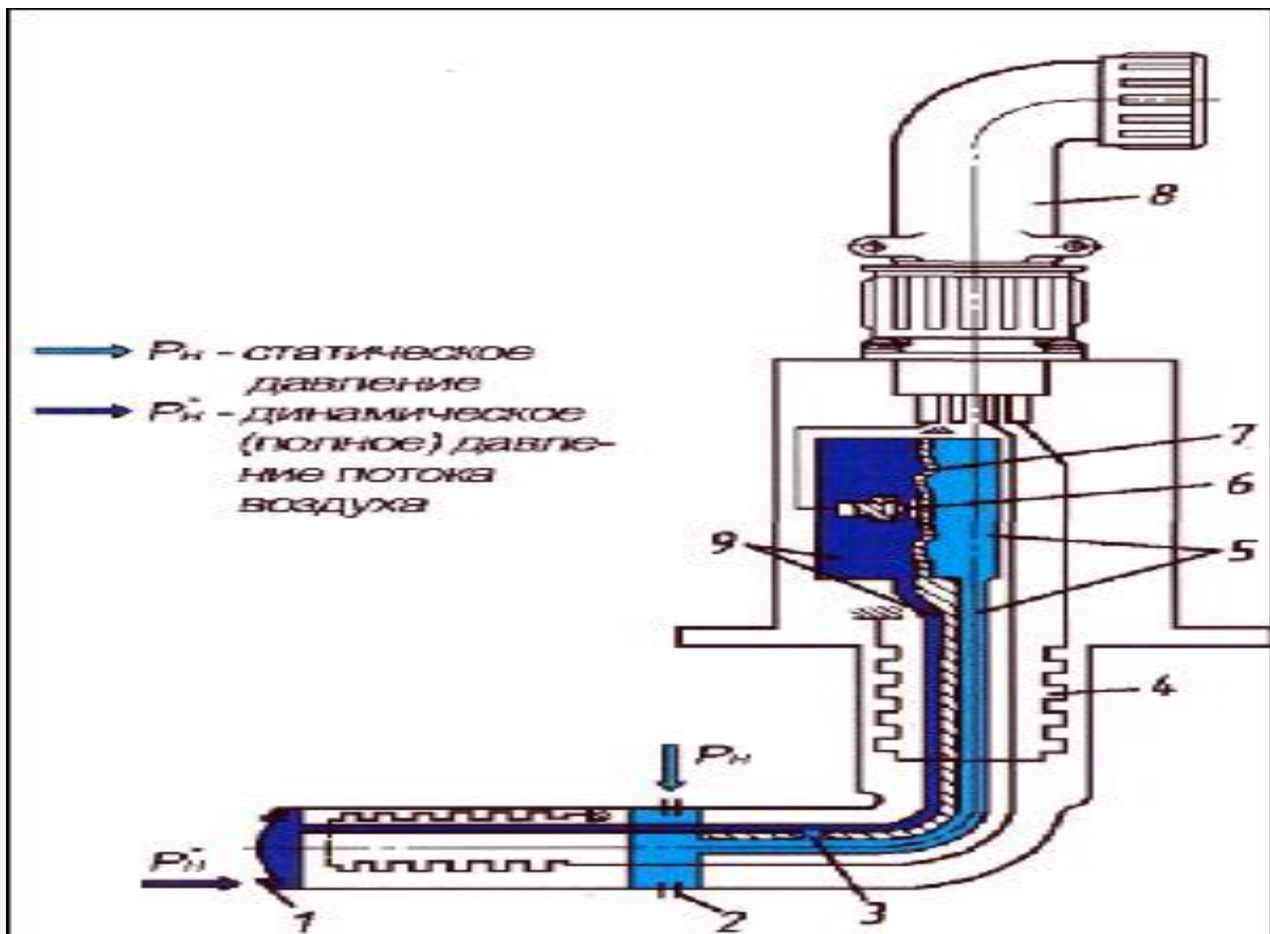
Существует несколько принципов действия сигнализаторов обледенения. Но наиболее распространены два из них. *Первый* – радиоизотопный, основанный на ослаблении β -излучения радиоактивного изотопа (стронция – 90, иттрия- 90) слоем льда, образующемся на датчике. Этот сигнализатор реагирует как на начало, так и на конец обледенения, а также на его скорость.



Радиоизотопный датчик сигнализатора обледенения (типа РИО-3). Здесь 1 - профилированные окна; 2 - приемник излучения; 3 - ледяной слой; 4 - источник излучения.

Второй –вибрационный. В этом случае сигнализатор реагирует на изменение частоты собственных колебаний чувствительного элемента (мембраны) датчика, на котором оседает вновь образующийся лед. Тем самым регистрируется интенсивность обледенения.

В воздухозаборниках двигателей могут устанавливаться сигнализаторы обледенения типа СО, которые работают по принципу дифференциального манометра. Датчик имеет Г-образную форму, торцом устанавливается против потока и параллельно ему. Внутри сигнализатора есть две камеры: динамического (5) и статического (9) давлений. Между камерами установлена чувствительная мембрана (7) с электроконтактами (6).



Датчик сигнализатора обледенения типа СО.

Когда двигатель не работает, давление в камере динамики равно статическому (через жиклер 3) и контакты замкнуты. Во время полета они разомкнуты (давление есть). Но стоит на входе (1) датчика появиться льду, который закупоривает вход, – динамическое давление опять падает и контакты замыкаются. Проходит сигнал об обледенении. Он поступает в блок управления ПОС системы двигателя, а также в кабину экипажа. Под номером 4 – обогреватель для исключения обледенения внутренних полостей сигнализатора. Кроме того могут устанавливаться индикаторы обледенения визуального типа. Они обычно стоят в пределах видимости (возле лобового стекла), имеют подсветку и пилот имеет возможность визуально контролировать нарастание льда на них, тем самым получая нужную информацию об возможном обледенении.

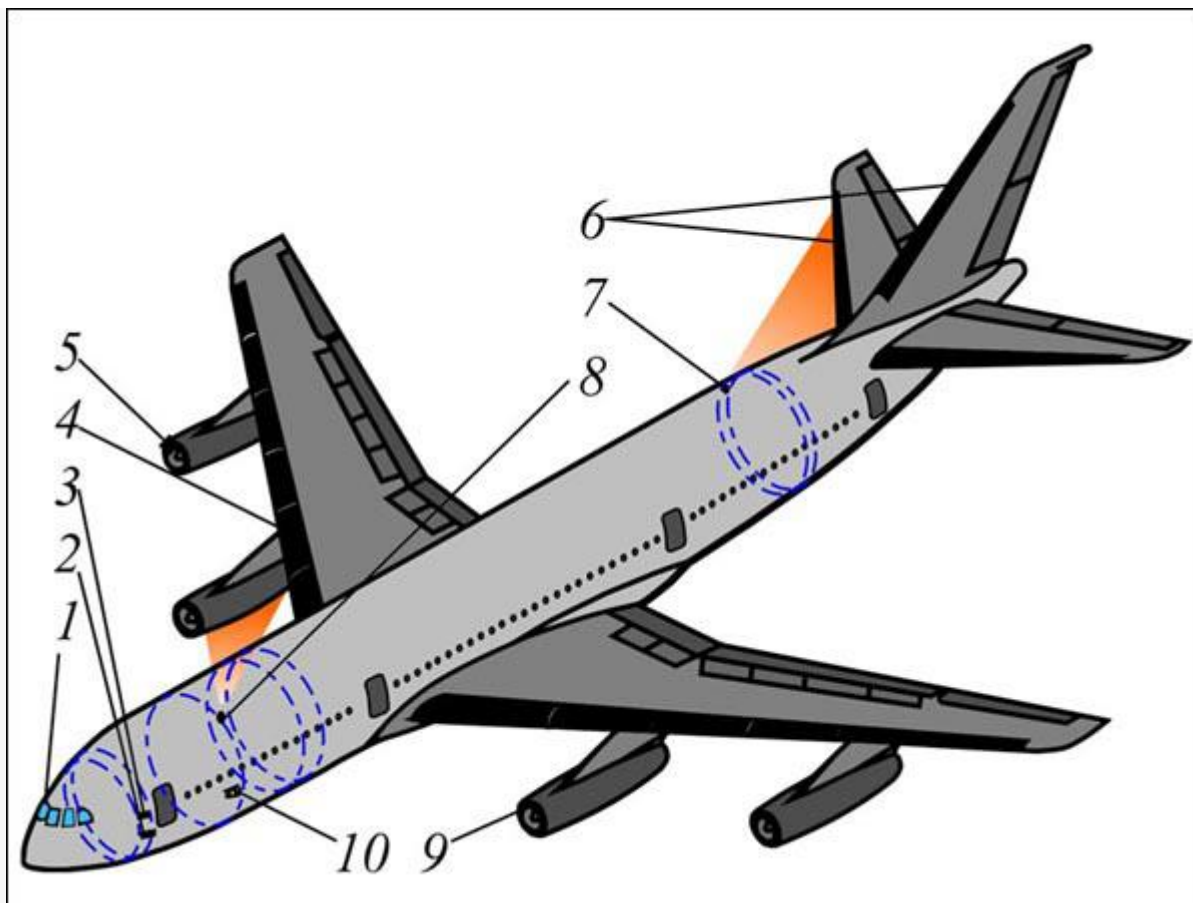
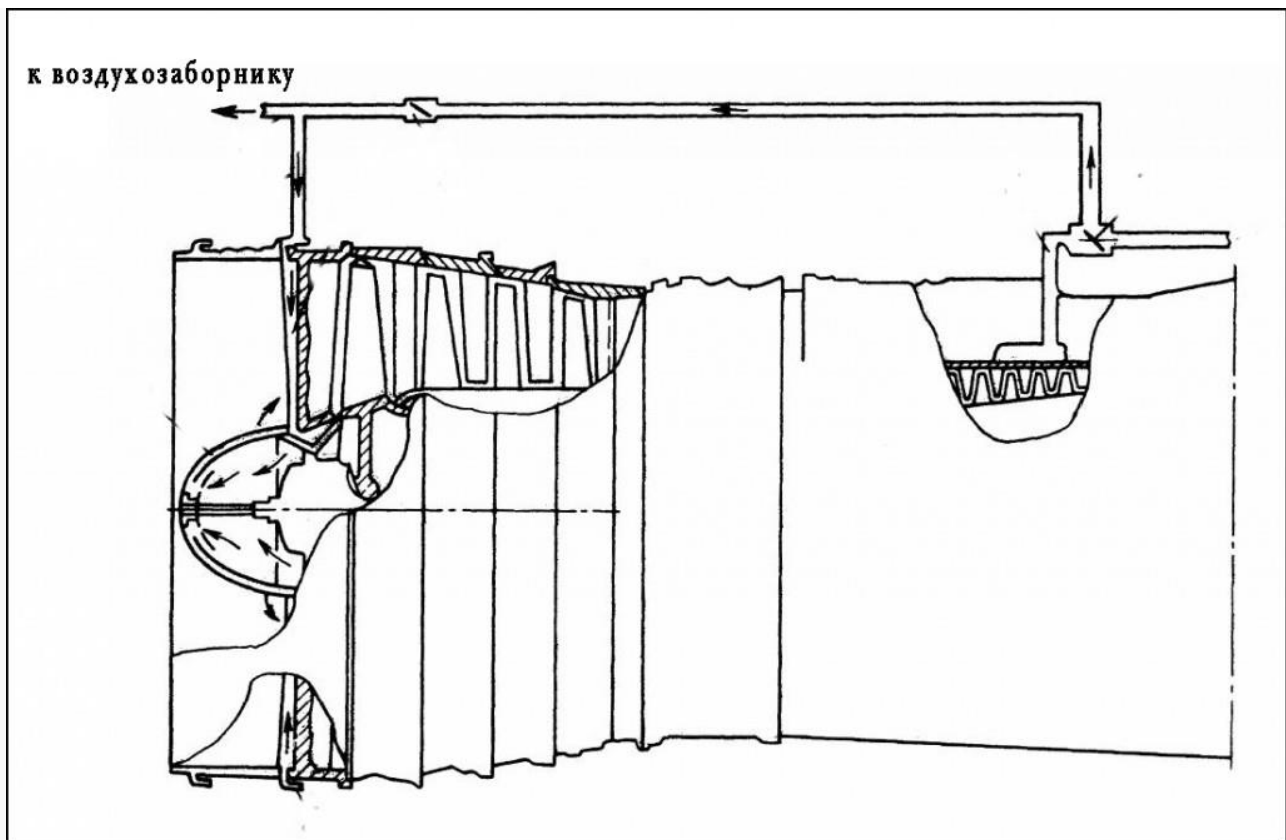


Схема расположения противообледенительного оборудования на пассажирском самолете. Здесь 1 - стекла кабины экипажа; 2,3 - датчики углов атаки и давлений; 4 - передняя кромка крыла (предкрылков); 5 - носки воздухозаборников; 6 - носки хвостового оперения; 7,8 - осветительные фары; 9 - вход в двигатели; 10 - сигнализатор обледенения.

На некоторых типах самолетов устанавливают специальные фары для возможности визуального осмотра передних кромок крыла и оперения, а так же воздухозаборников двигателей в ночное время из кабины экипажа и пассажирского салона. Это повышает возможности визуального контроля. Датчики сигнализаторов обледенения, как уже было сказано, кроме определенного места на фюзеляже самолета обязательно устанавливаются на входе в воздухозаборник каждого двигателя. Причина этому понятна. Двигатель — жизненно важный агрегат и к контролю его состояния (в том числе и что касается обледенения) предъявляются особые требования.

К ПОС, обеспечивающим работу двигателей требования не менее жесткие. Эти системы работают практически в каждом полете и общая продолжительность их работы в 3-5 раз превышает продолжительность работы общесамолетной системы.



Примерная схема воздушно-тепловой ПОС для ТРДД (вход).

Температурный диапазон их защитного действия шире (вплоть до -45°C) и работают они по непрерывному принципу. Циклический вариант здесь не подходит. Типы используемых систем — воздушно-тепловые и электротепловые, а также их комбинации. В борьбе с **обледенением** кроме бортовых систем используется так же и наземная обработка летательных аппаратов. Она достаточно эффективна, однако, эффективность эта, так сказать, недолговечна. Сама, собственно, обработка делится на два вида.

Первый — это удаление льда и снега уже образовавшегося во время стоянки (в английском *de-icing*). Осуществляется он различными способами, от простого механического, то есть удаление льда и снега вручную, специальными приспособлениями или сжатым воздухом, до обработки поверхностей специальными жидкостями.



Обработка самолета ATR-72-500.

Эти жидкости должны иметь температуру замерзания ниже текущей температуры воздуха как минимум на 10° . Они удаляют или «стаивают» имеющийся лед. Если

во время обработки нет осадков и температура воздуха околонулевая и выше – можно обрабатывать поверхности для удаления льда просто горячей водой.

Второй вид – это обработка поверхностей летательного аппарата с целью предотвращения образования льда и уменьшения его сцепления с обшивкой (в английском *anti-icing*). Такая обработка производится при наличии условий для возможного обледенения. Нанесение производится определенным способом специальными механическими устройствами- распылителями различного вида чаще всего на базе автотехники.



Противобледенительная обработка.

Специальная жидкость-реагент, применяемая для такого рода обработок изготавливается на основе воды и гликоля (пропиленгликоль или этиленгликоль) с добавлением ряда других ингредиентов типа загустителей, красителей, поверхностноактивных веществ (смачивателей), ингибиторов коррозии и др. Количество и состав этих добавок – это обычно коммерческая тайна фирмы – изготовителя. Температура замерзания такой жидкости достаточно низка (до - 60° С).

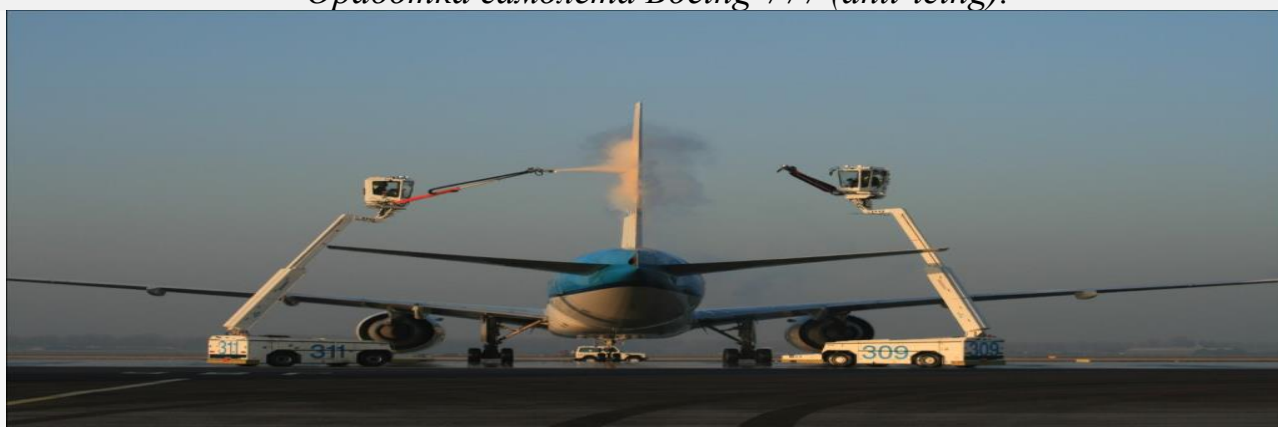
Обработка производится непосредственно перед взлетом. Жидкость образует на поверхности планера самолета специальную пленку, препятствующую примерзанию выпадающих осадков. После обработки у самолета есть запас времени для взлета (около получаса) и набора той высоты, условия полета на которой исключают возможность обледенения. При наборе определенной скорости защитная пленка сдувается набегающим потоком воздуха.



KC-135. Anti-Icing.



Обработка самолета Boeing-777 (anti-icing).



Anti-icing самолета Boeing-777.

Для различных погодных условий по стандартам SAE (SAE AMS 1428 & AMS 1424) существует четыре типа таких жидкостей. *Тип I* – жидкость достаточно малой вязкости (чаще всего без загустителя). Применяется в основном для

операции *de-icing*. При этом может нагреваться до температуры 55° - 80°С. После использования легко стекает с поверхности вместе с остатками растворяемого льда. Для более легкого распознавания может быть окрашена в оранжевый цвет.

Тип II. Это жидкость, иногда называемая «псевдопластиком». Она содержит полимерный загуститель и поэтому имеет достаточно большую вязкость. Это позволяет ей удерживаться на поверхности самолета до достижения им скорости, близкой к 200 км/ч, после чего сдувается набегающим потоком. Она имеет светло-желтую окраску и применяется для больших самолетов коммерческой авиации.

Тип IV. Эта жидкость близка по параметрам к типу II, но имеет большее время ожидания. То есть самолет обработанный таким реагентом имеет больший запас времени до взлета и в более тяжелых погодных условиях. Окраска жидкости – зеленая.



Спецжидкости для противообледенительной обработки. Тип IV и тип I.

Тип III. Это жидкость находится по своим параметрам между I и II типами. Имеет меньшую вязкость, чем тип II и смывается встречным потоком на скоростях больше 120 км/ч. Предназначена в основном для региональной и авиации общего назначения. Окраска чаще всего светло-желтая.

Таким образом для *anti-icing* применяются реагенты II, III и IV типов. Используются они при этом в соответствии с погодными условиями. Тип I может быть применен только в условиях легкого обледенения (типа инея, но без выпадения осадков). Для применения (разбавления) спецжидкостей в зависимости от погоды, температуры воздуха и прогноза на возможное обледенение существуют определенные расчетная методика, которой пользуется технический

персонал. В среднем для обработки одного большого лайнера может уйти до 3800 л раствора концентрата.

§ 3. Основные работы по обслуживанию ПОС.

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 предкрылков. 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.

III. Заключительная часть

Преподаватель напоминает тему, учебные цели и вопросы занятия отмечает положительные отрицательные моменты при проведении занятия отвечает на вопросы, объявляет оценки, поясняет порядок подготовки к следующему занятию.

Литература.

1. Корнеев, В.М. Конструкция и основы эксплуатации летательных аппаратов : конспект лекций / В.М. Корнеев. – Ульяновск : УВАУ ГА(и), 2009. – 130 с.
2. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов : Учебник для студентов авиационных специальностей вузов. - 3-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 2005. – 406с. (6.1.2)
3. 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.

Лекция №7

Тема: «Противопожарные системы воздушного судна».

- § 1. Системы пожарной сигнализации.
- § 2. Требования к ППС. Компонентные схемы
- § 3. Ручные огнетушители.
- § 4. Системы защиты топливных баков от взрыва.
- § 5. Системы нейтрального газа.
- § 6. Хладоновые системы.
- § 7. Желатинизация и эмульгирование топлива

Цель занятия: Лекции составляют основу теоретического обучения и должны давать систематизированные основы научных знаний по дисциплине, раскрывать состояние и перспективы развития соответствующей области науки и техники, концентрировать внимание обучающихся на наиболее сложных и узловых вопросах, стимулировать их активную познавательную деятельность и способствовать формированию творческого мышления. Ведущим методом в лекции выступает устное изложение учебного материала, сопровождающееся демонстрацией видео и кинофильмов, схем, плакатов, показом моделей, приборов и макетов, использованием электронно-вычислительной техники.

I. Вводная часть: Отобразить тему и учебные вопросы на доске, объявить цель, указать на актуальность данного занятия, довести порядок проведения занятия

II. Основная часть:

§ 1. Системы пожарной сигнализации.

Технические требования, предъявляемые к системам пожарной сигнализации (СПС): минимальная инерционность срабатывания и снятия сигнала, обеспечение достоверности информации, отсутствие ложных срабатываний; надежность в работе во всех условиях эксплуатации; обеспечение автоматического включения табло "Пожар", звукового сигнала; при наличии нескольких очередей противопожарной системы (ППС) – автоматическое включение 1-й очереди и индикаторов контроля ее работы. Система автоматической сигнализации включает в себя: датчики пожарной сигнализации (ДПС), размещаемые в наиболее пожаро-взрывоопасных местах ЛА; электронно-усилительный блок,

обеспечивающий дистанционный приемоконтроль за состоянием ДПС; исполнительный блок, с помощью которого осуществляется при необходимости (решает летчик) перекрытие подачи топлива в горящий двигатель, подачи воздуха в защищаемый объект и включение 1-й очереди ППС; блок сигнализации. ДПС, являясь наиболее важным элементом системы сигнализации, в основном определяет возможности и характеристики системы в целом. СПС условно подразделяют на две группы: предупреждающие и констатирующие (рис. 2.1). В зависимости от физической сущности, заложенной в основу действия датчика, системы получили название: тепловые, ионизационные, радиационные и т.д. Тепловые системы реагируют на повышение температуры или стенок конструкции, или окружающей среды, ионизационные и радиационные срабатывают при наличии пламени в защищаемом отсеке. Кроме того, ДПС могут быть точечными, линейными и объемными.

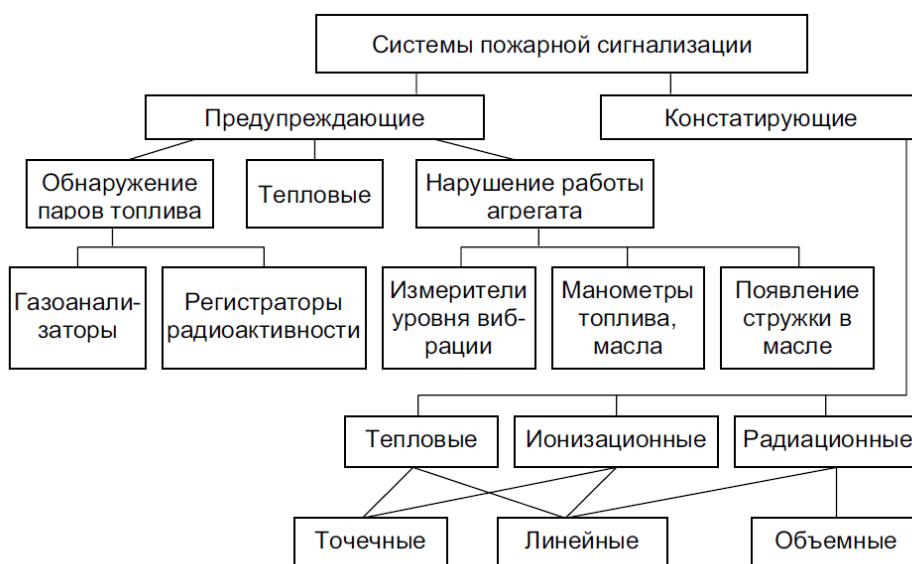


Рис. 2.1. Классификация систем пожарной сигнализации

Тепловые точечные системы в качестве чувствительного элемента датчика используют термопары из сплавов алюминель, копель, ковар, хромель и других или термосопротивления. Одни из них срабатывают при определенной максимальной температуре, другие реагируют на скорость повышения температуры в защищаемом отсеке. На рис. 2.2 представлена типовая структурная схема тепловой СПС, состоящей из шести групп датчиков (по три последовательно соединенных ДПС в группе) и исполнительного блока. Принцип действия датчиков основан на возникновении электродвижущей силы при нагреве термобатареи. Каждая из трех групп ДПС реагирует на различную максимальную температуру.

Инерционность системы при воздействии пламени на три ДПС группы - от 1 до 1,5 с (на один ДПС - не более 3...4,5 с). Сигналы, поступающие от ДПС, во входном устройстве 3 сравниваются с выходным напряжением регулятора 1.

Разность их значений, усиленная в усилителе 4, подается на вход порогового устройства 5. Если этот сигнал превысит напряжение срабатывания порогового устройства, последний сработает и через усилитель мощности 6 подключит рабочие элементы ППС к бортовой электросети. По сравнению с другими системами сигнализации тепловая система, имеющая большую инерционность, может давать отдельные ложные срабатывания. Точечные системы для обнаружения пожара в защищаемом отсеке требуют большого числа ДПС. На рис. 2.3 приведена компоновка тепловых точечных ДПС в отсеке двигателя и носовой части крыла.

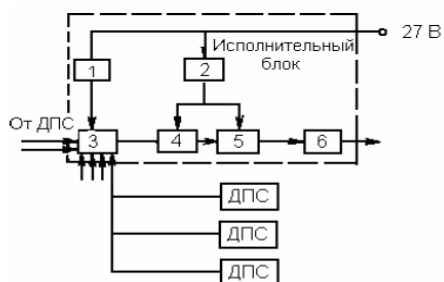


Рис. 2.2. Структурная схема тепловой системы сигнализации: 1 - регулятор уровня срабатывания; 2 - стабилизатор напряжения; 3 - входное устройство; 4 - усилитель; 5 - пороговое устройство; 6 - усилитель мощности

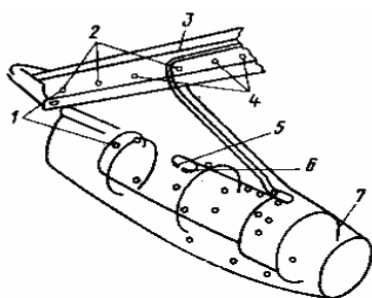


Рис. 2.3. Компоновка ДПС точечного типа ППС отсека двигателя и носка крыла: 1 - ДПС; 2 - I группа ДПС; 3 - распылительный коллектор носка крыла; 4 - II группа ДПС; 5 - насадок подачи огнегасящего состава в полость между кожухом вала и кожухом камеры сгорания; 6 - насадок подачи огнегасящего состава в кожух вала; 7 - распылительный коллектор гондолы

Для повышения надежности обнаружения пожара в защищаемом отсеке применяют несколько типов ДПС, различных по своей физической сущности. Линейные тепловые системы сигнализации имеют ДПС в виде кабеля длиной 8...10 м, диаметром 1...1,5 мм, наматывающегося на корпус защищаемого объекта так, чтобы тот охватывал наиболее опасные в пожарном отношении участки. Широкое распространение получили электротепловые и пневмо-тепловые системы. В электротепловой системе сигнализации (рис. 2.4) внутренний объем кабеля заполняют полупроводником - кобальтовым марганцем CoMn и окисью магния MgO . Внутри кабеля устанавливают стальной электропровод, несущий на себе положительный заряд.

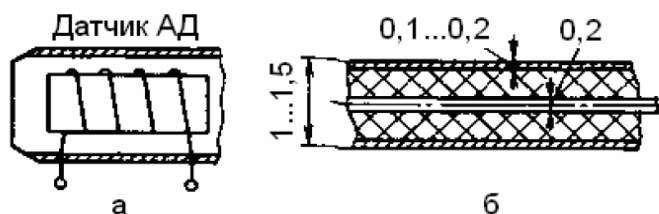


Рис. 2.4. Линейный электротепловой ДПС: а - компоновка на корпусе двигателя; б – устройство датчика

Принцип действия: при нормальной температуре датчик является высокоомным изолятором. При местном повышении температуры в любой части кабеля примерно до 300°C сопротивление падает до нескольких ом, корпус кабеля замыкается с центральным электропроводом, что приводит к срабатыванию реле системы. Работа пневмотепловой системы сигнализации основана на увеличении давления газа в корпусе ДПС, представляющего собой капиллярную трубку, заполненную гелием, при местном повышении температуры кабеля. Обе системы отличаются большой достоверностью информации, надежностью, простотой, длительным сроком службы, но, как все тепловые системы, достаточно инерционны.

Принцип действия ионизационных систем (рис. 2.5) заключается в том, что под воздействием высокой температуры происходит ионизация продуктов горения, в результате которой между двумя проводниками датчика 1, подвергающегося действию пламени, появляется электрическая проводимость. Датчик изготавливают в виде металлической трубки, которую устанавливают вблизи защищаемой поверхности на керамических изоляторах. Возникающий при высокой температуре ток усиливается в многокаскадном усилителе 4 и подается на исполнительные элементы ППС. Собственное время срабатывания

датчика - доли секунды. На практике система срабатывает в течение 1...2 с. Ионизационная система получила широкое распространение на сверхзвуковых самолетах. Недостаток системы – возможность ложных срабатываний при воздействии ионизационных полей, особенно на больших высотах.

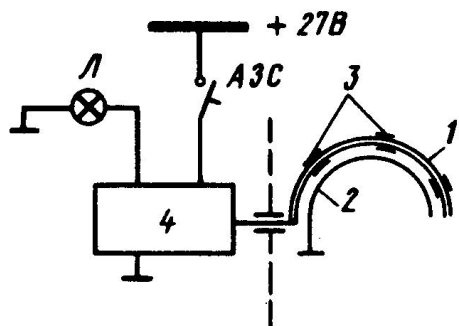


Рис. 2.5. Структурная схема ионизационного ДПС: 1 - датчик; 2 - корпус защищаемого агрегата; 3 - изолятор; 4 – усилитель

Радиационные системы. Приблизительно 20% всей выделяющейся при горении энергии приходится на излучение. Основная

доля его - ближняя и средняя части инфракрасной области спектра (рис.2.6) с очень узкими полосами излучения, поэтому ДПС должны обладать высокой селективной чувствительностью. В качестве чувствительных элементов используют термоэлементы, терморезисторы, фоторезисторы, фотодиоды и т.п. ДПС имеют, как правило, двухкаскадный усилитель, фильтры для исключения ложных срабатываний в областях наложения спектров солнечной энергии и излучений нагретой поверхности. Если площадь защищаемой нагретой поверхности велика, а фронт пламени при пожаре мал, то возможны погрешности в работе.

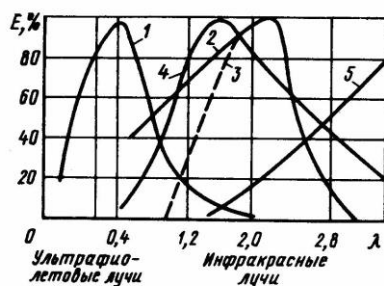


Рис. 2.6. Спектральные характеристики излучений: 1 – солнечной энергии; 2 - спектральная чувствительность фотосопротивления; 3 - то же светофильтра; 4 - спектр излучения пламени; 5 - то же тела с температурой 350°C

Достоинства: ДПС - объемного типа, практически безынертен, может быть установлен в холодном месте. Сигнализатор дыма. Предназначен для оповещения экипажа о появлении дыма в багажных и грузовых отсеках ЛА, где освещенность не превышает 500 лк. Принцип действия сигнализатора показан на рис. 2.7.

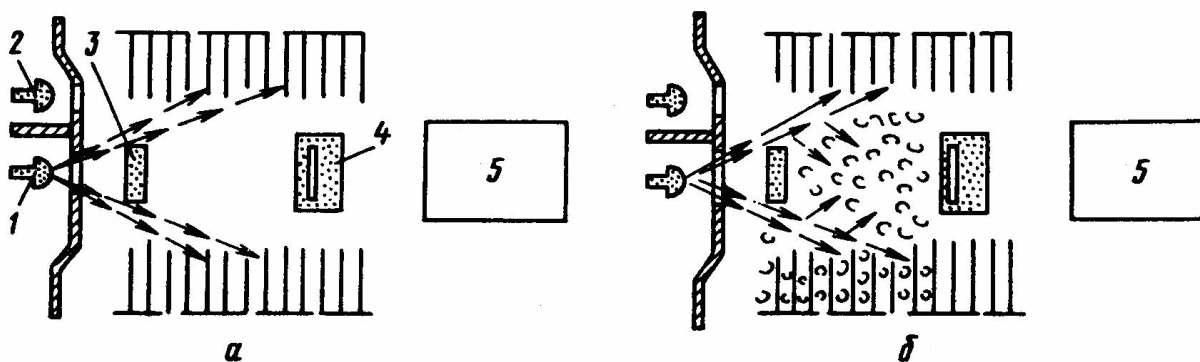


Рис. 2.7. К принципу работы сигнализатора дыма:

1 - осветительная лампа; 2 - контрольная лампа; 3 - экран; 4 - фоточувствительный элемент; 5 - исполнительный блок; а - при отсутствии дыма; б - при появлении дыма.

Действие сигнализатора основано на регистрации фоторезистором света, рассеиваемого частицами дыма, попадающего сквозь пластинчатую поверхность корпуса в пространство между экраном и фоторезистором. Сигнализатор

срабатывает при появлении дыма в концентрациях, при которых прозрачность среды уменьшается на $30 \pm 10\%$ и более. Он размещается в местах, где имеется наибольшая вероятность появления дыма при пожаре с учетом внутренней аэродинамики отсеков.

§ 2. Требования к ППС. Компоновочные схемы

К ППС предъявляются следующие требования:

- надежность работы на всех режимах полета и при аварийных посадках;
- возможность подвода огнегасящего состава от каждого огнетушителя к любому защищаемому отсеку;
- сохранение огнегасящей концентрации в отсеках - не менее 3...5 с;
- быстрое приведение в действие;
- на пассажирских самолетах и вертолетах наличие запаса огнегасящего состава в системе, рассчитанного на двух, - трехкратное использование, при этом первая очередь подачи должна включаться автоматически от СПС, вторая и третья - вручную;
- размещение агрегатов и трубопроводов системы в местах, наиболее защищенных от возможных повреждений при аварийной посадке ЛА;
- возможность автоматического включения всех огнетушителей одновременно для подачи огнегасительного состава в наиболее пожароопасные отсеки при аварийных посадках.

Процесс горения - экзотермическая реакция окисления, или химическая реакция соединения углеводородов и кислорода, которая характеризуется сложными газодинамическими и газохимическими превращениями и протекает с интенсивным выделением тепловой и световой энергий. Тепловая энергия при этом преобразуется в кинетическую энергию газов, которая при неорганизованном горении создает механические разрушения. Для начала горения необходим некоторый энергетический толчок энергия активации, которая вызывает повышение температуры топливно-воздушной смеси до температуры воспламенения. Температура самовоспламенения авиационных топлив при нормальных условиях равна $230...240^\circ \text{C}$. При увеличении высоты полета температура самовоспламенения повышается (рис. 2.8), т.е. для воспламенения смеси требуется большая энергия активации.

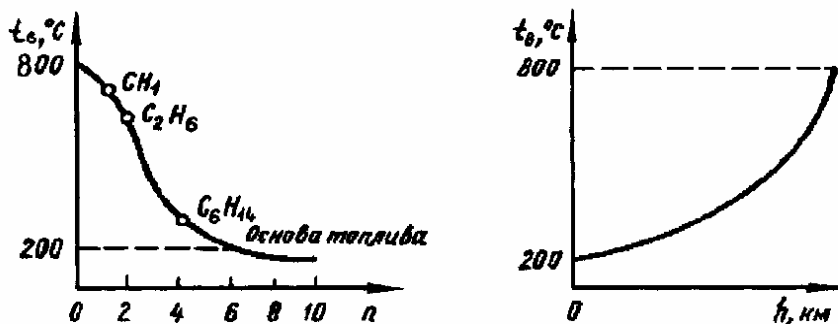


Рис. 2.8. Зависимость температуры воспламенения топлива от химического состава и высоты полета летательного аппарата

Из этого следует, что наибольшая вероятность возникновения пожара существует на малых высотах полета ЛА. При увеличении индикаторных скоростей полета вероятность возникновения пожара увеличивается. В зависимости от условий окружающей среды процесс горения характеризуется различной скоростью химической реакции. В начальный период процесса скорость мала и сопровождается небольшим тепловыделением и, соответственно, незначительным повышением температуры и давления. При отсутствии теплоотдачи реакция происходит с большим ускорением. Если тепло отвести, то реакция горения прекращается. Состояния исходной и сгоревшей смеси отличаются по температуре, плотности и химическому составу, поэтому в зоне пламени имеют место перенос тепла и перенос вещества. Поверхность, разделяющая обе среды, называется фронтом пламени (рис. 2.9).

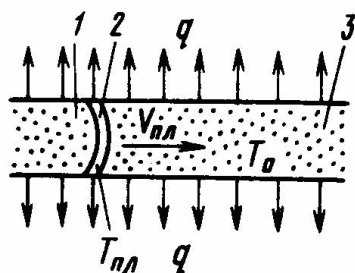


Рис. 2.9. Физическая картина процесса: пл V - скорость распространения фронта пламени; T_0 , пл T - абсолютные температуры исходной смеси и смеси в зоне пламени; 1 - продукты сгорания; 2 - фронт пламени; 3 - горючее + окислитель

Скорость распространения фронта пламени $V_{пл}$ является сложной функцией многих переменных. Главные из них - начальное давление, температура исходной смеси и состав смеси. Распространение пламени становится невозможным при значительном обеднении или обогащении топливовоздушной смеси, что характеризуется концентрацией смеси $\alpha = m_T / m_B$, где m_T - масса топлива; m_B - масса воздуха.

Концентрация смеси, при которой прекращается распространение фронта пламени, называется концентрационным пределом распространения пламени. Для авиационных топлив концентрационный предел $\alpha = 1/25 \dots 1/5$. Зависимость

основных физических характеристик при воспламенении и горении от концентрации топливовоздушной смеси представлена на рис. 2.10.

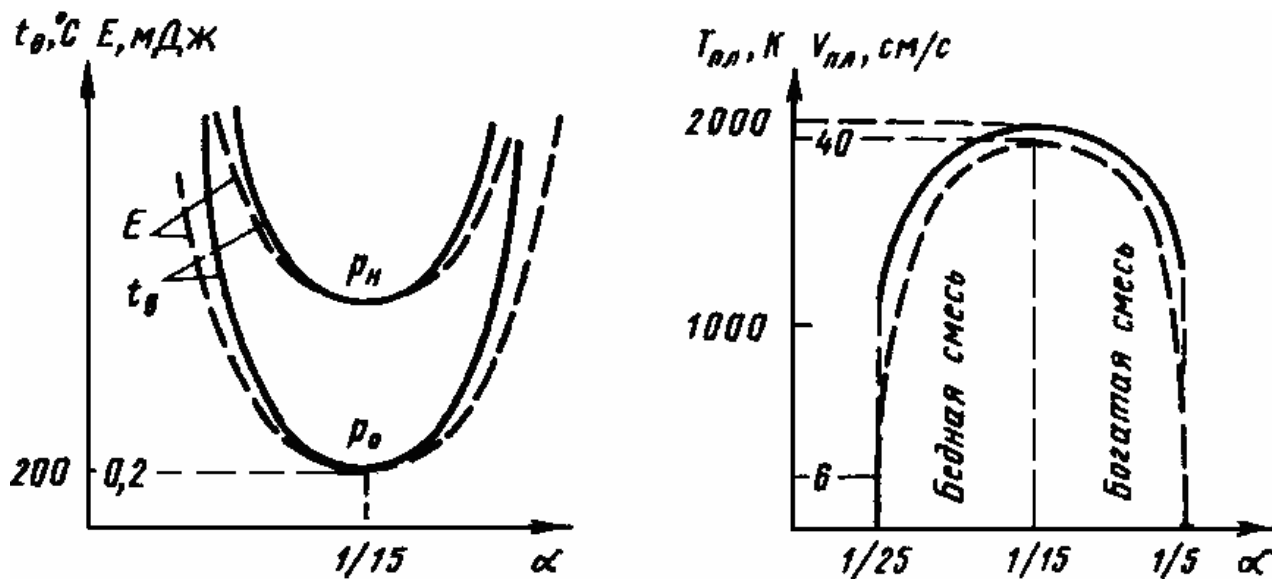


Рис. 2.10. Зависимость энергии активации, температур воспламенения и пламени, скорости распространения пламени от концентрации топливовоздушной смеси

Из совокупного рассмотрения характеристик процесса горения следует, что пожар можно прекратить изменением концентрации топливовоздушной смеси, химическим воздействием на реакцию горения или отводом тепла из очага пожара. В системах защиты самолетов и вертолетов от пожара и взрыва в полете получили широкое применение нейтральные газы (НГ) и активные огнегасящие составы. Нейтральные газы - азот, гелий, углекислый газ, аргон и другие - уменьшают концентрацию кислорода и поглощают часть тепловой энергии за счет нагревания. Огнегасящие составы наряду с физическим воздействием активно вступают в реакцию с продуктами сгорания, сопровождающуюся значительным потреблением тепла. Это вещества на основе галоидных соединений, содержащих фтор, бром и др. Наряду с требованием высокой эффективности к огнегасящим составам предъявляют дополнительные требования. Они должны быть нетоксичными, иметь низкую температуру кипения, не вызывать коррозию материалов. Этому комплексу требований наиболее удовлетворяют хладоны и обезвоженная техническая углекислота. ППС может быть баллонной и безбаллонной. Баллонная ППС включает в себя: баллоны высокого давления с запасом огнегасящего состава, находящегося в жидком или газообразном состоянии; дистанционно управляемые запорные устройства, пожарные и другие электрокраны, пироголовки баллонов и т.п.; трубопроводы, распылительные коллекторы, обратные клапаны (ОК) и арматуру; систему управления и контроля. В ППС самолетов и вертолетов устанавливают не менее двух-трех равноценных очередей централизованной или автономной подачи огнегасящего состава в

пожароопасные зоны (рис. 2.11), а на маневренных самолетах из-за ограничений, как правило, - одну очередь. Для подачи огнегасящего состава во внутренние полости двигателей иногда применяют независимые автономные ППС с одной очередью.

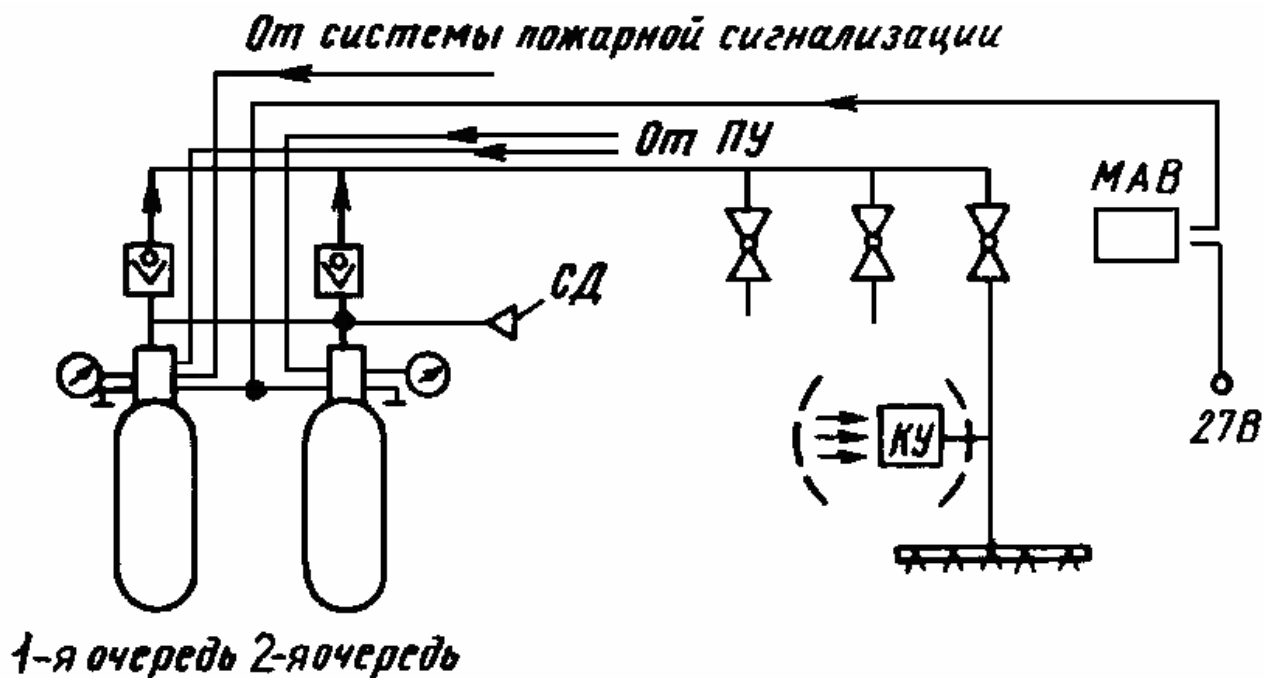
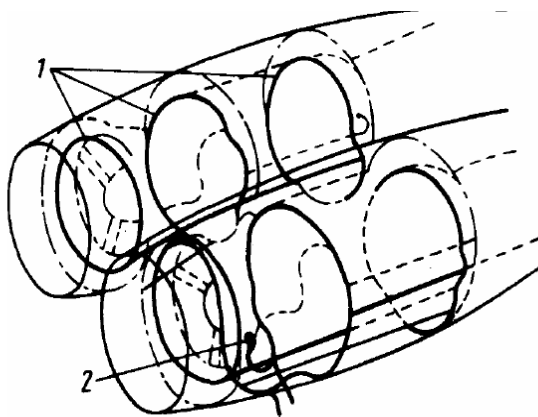


Рис. 2.11. Элементарная схема системы пожаротушения баллонного типа с двумя очередями подачи огнегасящего состава: МАВ - механизм аварийного включения подачи состава от всех огнетушителей; КУ - компрессорное устройство для подачи воздуха в распылительный коллектор, иногда включаемый в систему; СД - сигнальный диск саморазрядки огнетушителей

Как видно из схемы, первая очередь подачи огнегасящего состава в пожароопасные отсеки (кроме внутренних полостей двигателей) включается автоматически при срабатывании ППС и вручную с пульта управления экипажа. Включение всех последующих очередей осуществляется только вручную с пульта управления. Для равномерного распределения и распыления огнегасящего состава в защищаемом объеме используют коллекторы с калиброванными отверстиями диаметром $D = 8$ мм, например, для ввода огнегасящего состава внутрь двигателя (рис. 2.12).

Рис. 2.12. Рабочая часть системы пожаротушения в двигательных отсеках: 1 - распылительный коллектор; 2 - калиброванное отверстие подачи огнегасительного состава внутрь двигателя



Огнегасящий состав размещается в баллонах (рис. 2.13), снабженных противоосколочной оплеткой. На каждом баллоне может быть установлено от одной до нескольких пироголовок клапанного типа, которые являются основным запорным узлом огнетушителя. При подаче электрического импульса на пиропатроны пороховые газы открывают цанговый замок и через сифонную трубку огнегасящий состав выбрасывается из баллона в магистраль ППС. На рис. 2.14, 2.15 приведены компоновочная схема ППС основных и вспомогательной силовых установок (ВСУ) и компоновка агрегатов ППС под полом тяжелого пассажирского самолета. Как видно из схемы, при тушении пожара на двигателе в случае недостаточности огнегасящего состава в ППС может быть подведен нейтральный газ из системы защиты топливных баков самолета.

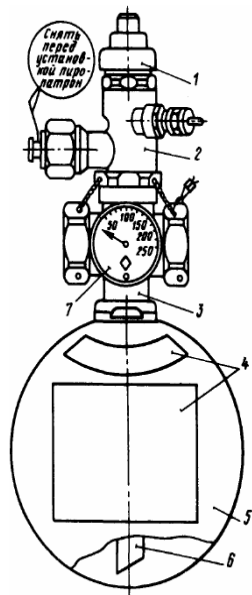


Рис. 2.13. Универсальный бронированный огнетушитель шаровой - УБШ: 1 - предохранительный колпачок с чекой; 2 - пироголовка клапанная; 3 - переходник; 4 - трафареты с указанием огнегасительного состава и технических характеристик; 5 - баллон; 6 - сифонная трубка; 7 - манометр.

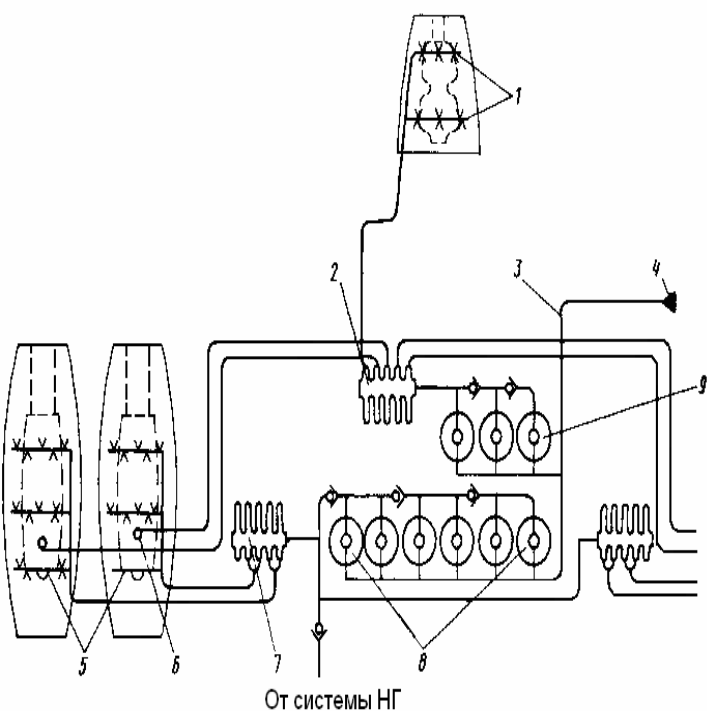


Рис. 2.14. Компоновочная схема системы пожаротушения силовых установок: 1 - распылительный коллектор в отсеке ВСУ; 2, 7 – блок распределительных электрокранов; 3 - трубопровод отвода огнегасящего состава в атмосферу; 4 - сигнальный диск саморазрядки огнетушителей; 5 - распылительный коллектор в отсеке силовой установки; 6 - штуцер подачи огнегасящего состава внутрь двигателя; 8 - цилиндрический огнетушитель; 9 - шаровой огнетушитель

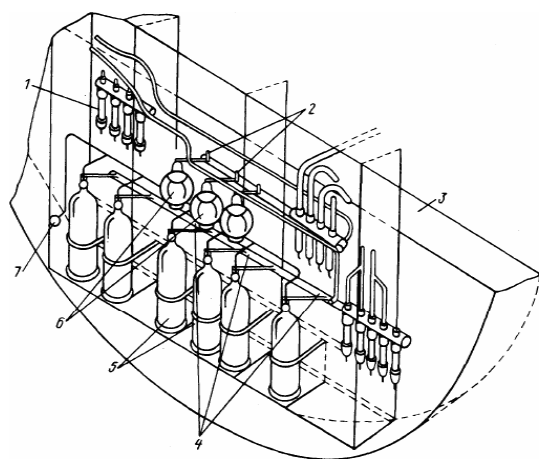


Рис. 2.15. Компоновка агрегатов системы пожаротушения под полом на тяжелом самолете: 1 – блок распределительных электрокранов;

2, 4 - ОК; 3 - балка пола; 5 - цилиндрический огнетушитель; 6 - шаровой огнетушитель; 7 - сигнальный диск саморазрядки огнетушителей

На рис. 2.16 представлена компоновка ППС на тяжелом вертолете. Защищаются: отсек силовых установок (подкапотное пространство двигателей), отсек главного редуктора, расходный топливный бак и обогреватель воздуха кабины. В грузовой кабине и на борту установлены ручные огнетушители. ППС включает в себя четыре двухлитровых огнетушителя с хладоном 114 В2, рассчитанные на две очереди срабатывания. ППС безбаллонного типа (рис. 2.17) применяют в случаях, когда требуется форсированная подача в защищаемый объем большого количества огнегасящего состава (например, при больших защищаемых объемах или специфических условиях воспламенения, когда по своим характеристикам процесс приближается к взрыву). Система представляет собой трубу, являющуюся емкостью для размещения огнегасящего состава, один конец которой непосредственно связан с распылительным коллектором. С другого конца установлены пироголовка, мембрана и поршень-пыж. При включении

системы сгорает порох и давление пороховых газов почти мгновенно увеличивается до 30...50 МПа, при этом разрываются мембраны и огнегасящий состав с большой скоростью выбрасывается в защищаемый отсек.

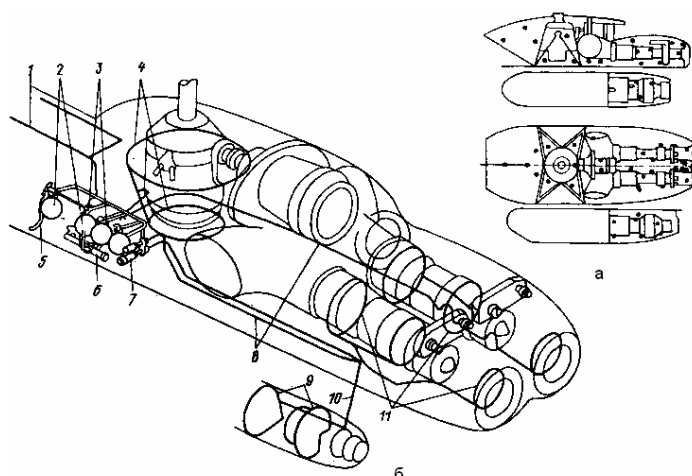


Рис. 2.16. Компоновка ППС на тяжелом вертолете: а – компоновка датчиков пожарной сигнализации, б – компоновка системы пожаротушения: 1 – распылительный коллектор в отсеке топливного бака; 2 – шаровой огнетушитель; 3 – ОК; 4 – распылительный коллектор в отсеке редуктора; 5 – трубопровод отвода огнегасящего состава в атмосферу; 6, 7 – двухсекционный блок клапанов; 8 – трубопровод подвода огнегасящего состава в отсек двигателя; 9 – распылительный коллектор в отсеке обогревателя воздуха кабины; 10 – трубопровод подвода огнегасящего состава к обогревателю; 11 – распылительные коллекторы в отсеках двигателей.

редуктора; 5 – трубопровод отвода огнегасящего состава в атмосферу; 6, 7 – двухсекционный блок клапанов; 8 – трубопровод подвода огнегасящего состава в отсек двигателя; 9 – распылительный коллектор в отсеке обогревателя воздуха кабины; 10 – трубопровод подвода огнегасящего состава к обогревателю; 11 – распылительные коллекторы в отсеках двигателей.

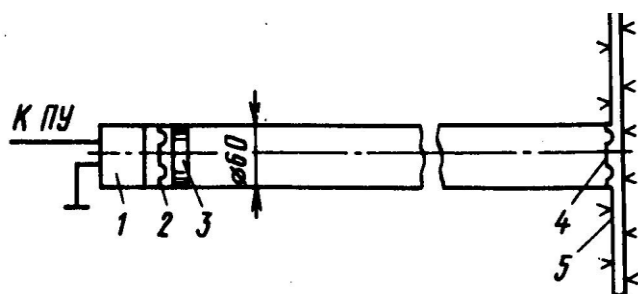


Рис. 2.17. Схема системы пожаротушения безбаллонного типа: 1 – пироголовка; 2, 4 – мембрана; 3 – поршень-пыж; 5 – распылительный коллектор

Огнегасящие вещества должны обладать высокой эффективностью, быть безопасными для обслуживающего персонала, членов экипажа и пассажиров, некоррозионно-активными, сохранять стабильность свойств при длительном хранении и эксплуатации. Количество огнегасящего вещества в каждой очереди системы пожаротушения, скорость разрядки огнетушителей и распределение вещества должны обеспечивать создание необходимой огнегасящей концентрации не более чем через 3 с с момента разрядки, а сохранение ее – в течение не менее 2 с. Это должно быть подтверждено огневыми испытаниями.

Предварительные расчеты необходимого количества огнегасящего вещества в одной очереди системы пожаротушения выполняют по формуле.

$$m_{o.в} = ck(Q_{возд}t + V_{св})10^{-3},$$

где $m_{o.в}$ - масса огнегасящего вещества в одной очереди, кг; c - массовая концентрация вещества, мг/л,

$$c = n \frac{M^* p_n}{T_n 6,236};$$

n - объемная огнегасящая доля, %; M^* - молярная масса; k - коэффициент запаса, равный соответственно 1,0 при подаче огнегасящего вещества через распылительный коллектор и 1,4 - при подаче через единичный патрубок; $Q_{возд}$ - расход воздуха на охлаждение защищаемого отсека, м³/с; c - продолжительность сохранения огнегасящей концентрации, с; $V_{св}$ - свободный объем защищаемого отсека, м³, T_n - температура окружающей среды, К. При использовании в системе пожаротушения в качестве огнегасящих веществ хладонов 114В₂ (CF₄Br₂), 13В₁ (CF₃Br), 12В₁ (CF₂ClBr) расчетные огнегасящие объемные доли должны соответственно составлять 4,5; 8,7 и 7,5%. Для расчета потребного количества огнегасящего вещества принимают, что при $p_n = 10130$ Па и $t_n = +50$ °С объем, занимаемый 1 кг вещества, будет составлять: для хладона 114 В₂ - 120 л, для 13 В₁ - 175 л, для 12 В₁ - 160 л.

§ 3. Ручные огнетушители.

Ручные огнетушители (рис. 2.18) предназначены для тушения пожаров в кабинах экипажа, пассажирских салонах, грузовых и багажных отсеках ЛА. Для зарядки огнетушителей используют хладон 12В₁ и водоэтиленгликолевую смесь, поддавленные азотом давлением в 1 МПа. В принципе в качестве огнегасящего состава могут быть использованы углекислый газ и другие нейтральные газы. Хладон 12В₁ применяют для тушения любых горящих материалов, в том числе топлива, смазочных материалов, специальных жидкостей, а водоэтиленгликолевую смесь - для тушения горящих конструкционных и отделочных материалов при наличии и отсутствии электрического напряжения. Масса заряженных огнетушителей типа ОР1 и ОР2 составляет от 2,8 до 12,8 кг.

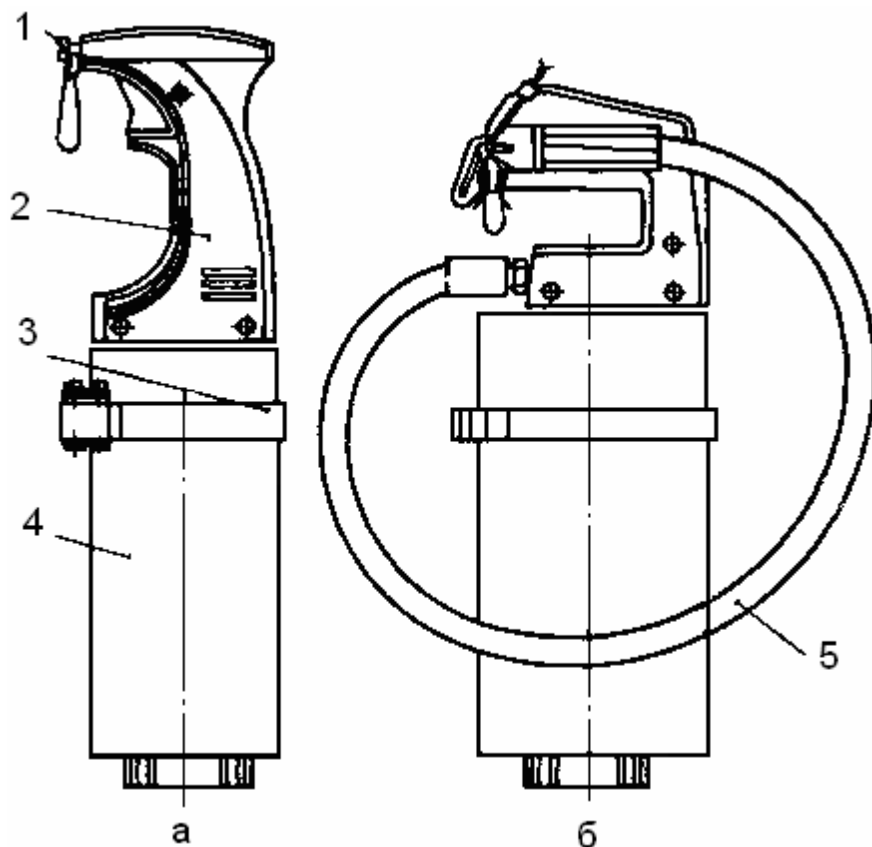


Рис. 2.18. Ручные огнетушители: а - ОР1; б - ОР2; 1 - колпачок; 2 - рукоятка; 3 - хомут; 4 - баллон; 5 - шланг с распылителем

§ 4. Системы защиты топливных баков от взрыва.

Взрывом называется процесс освобождения большого количества энергии в ограниченном объеме за короткий промежуток времени. В результате взрыва вещество, заполняющее объем, в котором происходит освобождение энергии, превращается в сильно нагретый газ с очень высоким давлением. Взрыв в твердой среде сопровождается ее разрушением. Известно, что для возникновения взрыва топливных баков достаточными условиями являются взрывоопасная концентрация топливно-воздушной смеси в надтопливном пространстве баков и источник инициирования взрыва.

Для защиты топливных баков от взрыва могут быть использованы следующие способы:

- специальная обработка топлива (охлаждение, десатурация и азотирование топлива);
- создание в надтопливном пространстве баков инертной среды;

- образование в надтопливном пространстве баков топливного тумана из мелкодисперсной аэрозоли;
- активное воздействие на топливовоздушную смесь с помощью хладонов;
- желатинизация и эмульгирование топлива;
- заполнение топливных баков полиуретановым поропластом с открытыми порами.

Понижение температуры топлива перед заправкой и в полете делает топливо менее летучим и обедняет топливовоздушную смесь в надтопливном пространстве баков. При этом увеличивающаяся плотность топлива повышает платную нагрузку и дальность полета ЛА. Тот же эффект получают при десатурации топлива, т.е. при удалении из топлива газов - кислорода, азота. Азотирование топлива производят при помощи "промыывания" топлива жидким азотом перед заправкой и поддерживают концентрацию азота в топливе в полете.

§ 5. Системы нейтрального газа.

Создание инертной среды в надтопливном пространстве баков осуществляется при помощи специальных систем, которые подразделяются на штатные, т.е. действующие на протяжении всего полета, и аварийные, включающиеся в сложных ситуациях, например, при вынужденной посадке. В качестве нейтрального газа (НГ) используют азот и углекислый газ. На рис. 2.19 приведена схема системы с баллонным содержанием НГ. Давление в баллоне равно 15...20 МПа.

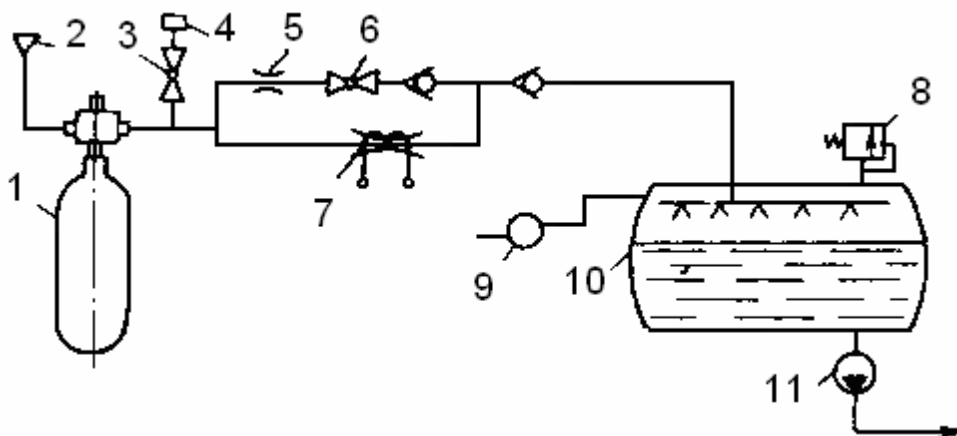


Рис. 2.19. Схема системы НГ, который хранится в баллонах под высоким давлением: 1 - баллон с НГ; 2 - сигнальный диск разрядки баллона; 3 - кран стравливания; 4 - штуцер; 5 - дроссель; 6 - перекрывающий кран; 7 - калиброванное сопло с подогревателем; 8 - предохранительный клапан; 9 - датчик давления; 10 - топливный бак; 11 - подкачивающий насос

При включении системы (крана 6) НГ из баллона поступает в надтопливное пространство бака. При достижении избыточного давления в баке, равного 0,015...0,02 МПа, срабатывает сигнализатор давления 9 и подает сигнал на закрытие крана 6 и открытие стравливающего крана 3. Остаток НГ из баллона стравливается в атмосферу. Предусмотрена также возможность подачи НГ в баки через калиброванное сопло 7 с подогревателем в течение всего полета. Сопло 7 обеспечивает необходимое давление, заданный расход газа и время разрядки баллона. К недостаткам рассмотренной системы относится значительная масса баллонов высокого давления. На рис. 2.20 представлена компоновка системы НГ на тяжелом вертолете.

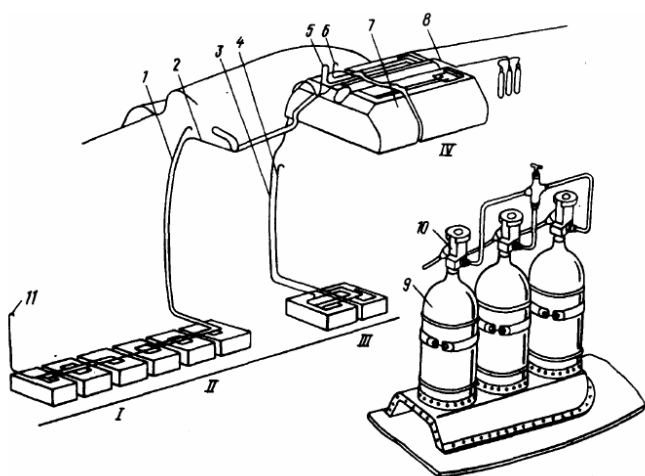


Рис. 2.20. Компоновка системы НГ на тяжелом вертолете: I, II, III, IV - группы баков; 1, 4, 6, 11 - дренажные трубопроводы соответственно II и III расходных баков, баков IV и I групп; 2 - трубопровод подачи НГ к I и II группам баков; 3 - то же к III группе баков; 5 - то же к расходному баку; 7 - расходный бак; 8 - трубопровод подвода НГ от баллонов в систему; 9 - баллон НГ; 10 - пироголовка

Различные криогенные системы НГ (рис. 2.21, 2.22) содержат НГ в резервуарах типа сосуда Дьюара в сжиженном состоянии с избыточным давлением 0,7...0,8 МПа. Производительность системы регулируют изменением мощности НЭ.

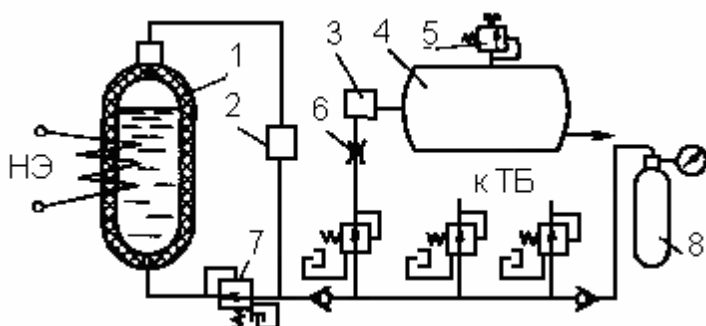


Рис. 2.21. Криогенная система НГ с газификатором: 1 - газификатор; 2 - система регулирования газообразной и жидкой фаз; 3 - подогреватель; 4 - топливный бак; 5 - ПК; 6 - дозатор (жиклер); 7 - редуктор; 8 - баллон с газообразным НГ

При больших потребных подачах в топливный бак подают газообразный НГ из баллонов высокого давления (см. рис. 2.21). Эта система может быть использована для азотирования топлива в полете (если распределительный коллектор бака расположить в нижнем слое топлива). Более простой является система, схема которой представлена на рис. 2.22.

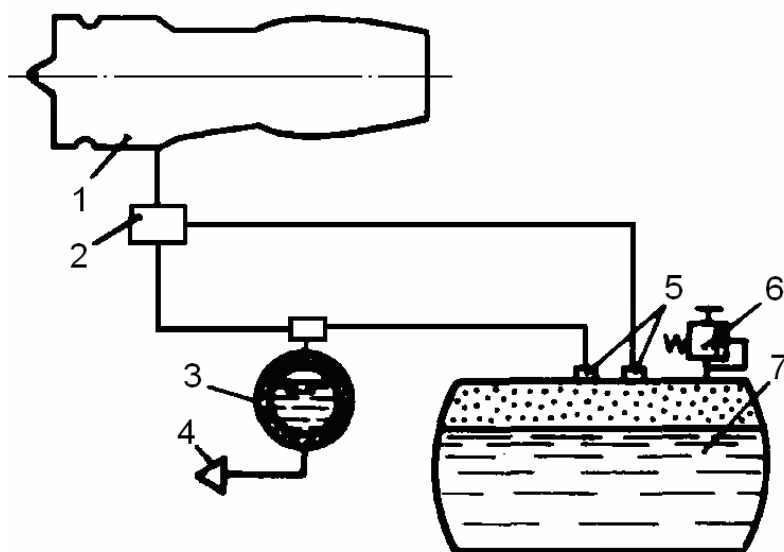


Рис. 2.22. Криогенная система с наддувом топливного бака от авиационного двигателя: 1 - авиационный двигатель; 2 - распределительное устройство; 3 - сосуд Дьюара с сжиженным НГ; 4 - линия управления подачи НГ; 5 - разъемы системы подачи НГ и воздуха; 6 - ПК; 7 - топливный бак

Недостатки рассмотренных систем: необходимость зарядки баллонов, сложность хранения сжиженных газов. На тяжелых высокоскоростных самолетах экономически более выгодна бортовая система с газогенератором НГ. В этих системах отбираемый от авиационного двигателя воздух (для удаления содержащегося в нем свободного кислорода) сжигается с авиационным топливом при низкой температуре в каталитической камере. Затем из него вымораживается вода. Охлажденный и осушенный газообразный CO_2 подогревают и подают в топливный бак (рис. 2.23). Масса системы НГ на борту ЛА может быть уменьшена при применении наземных систем азотирования топлива до его заправки в топливные баки.

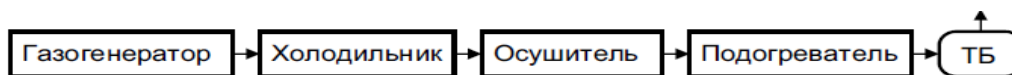


Рис. 2.23. Газогенераторная система НГ

Представляет интерес система защиты топливных баков от взрыва путем создания в надтопливном пространстве баков топливного тумана в виде мелкодисперсной аэрозоли. При этом топливовоздушная смесь переобогащается и из-за недостатка кислорода воспламенения ее не происходит. Большим преимуществом системы является ее малая масса и простота эксплуатации, так как рабочим составом становится само топливо, находящееся в баке. Внутри бака размещают форсунки, которые распыляют топливо. Система может быть как штатной, так и экстренного срабатывания при авариях.

§ 6. Хладоновые системы.

Высокая эффективность хладагона позволяет значительно снизить массу системы защиты топливных баков от взрыва. На рис. 2.24 представлена схема системы, защищающей передний, крыльевые и задний баки в аварийных ситуациях. При включении системы хладон подается во все баки, в которых быстро создается защитная концентрация. Далее клапан регулирования расхода хладона смешивает его с воздухом, поступающим от системы кондиционирования воздуха, и поддерживает заданную концентрацию в зависимости от условий полета и расхода топлива. Для исключения пожара в случае перемещения топлива и его паров в обратном направлении до подогревателя в линии подачи хладона установлен пламяуловитель 10.

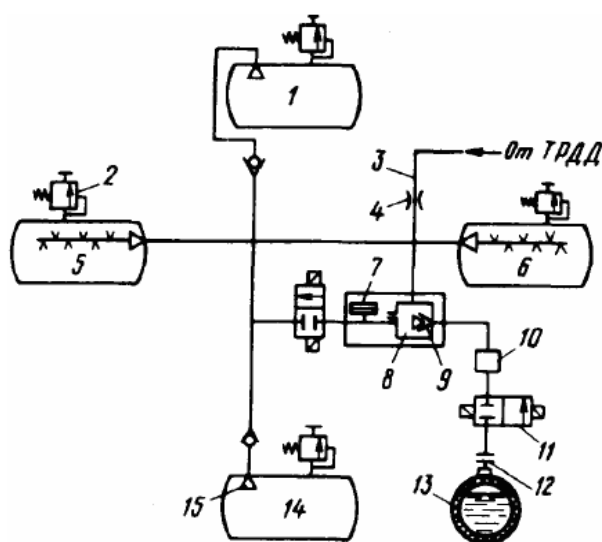


Рис. 2.24. Хладоновая система защиты топливных баков от взрыва: 1, 5, 6, 14 - соответственно передний, крыльевые и задний топливные баки; 2 - ПК; 3 - трубопровод отбора; 4 - ограничитель расхода; 7 - датчик давления; 8 - смеситель (эжектор); 9 - регулируемое сопло; 10 - пламяуловитель; 11 - запорный кран; 12 - компенсатор; 13 - сосуд Дьюара; 15 - распылитель (форсунка)

Еще экономичнее автоматическая система подавления взрыва (АСПВ), которая на протяжении всего полета находится в дежурном состоянии (рис. 2.25). Если все рассмотренные системы предупреждают взрыв, то АСПВ срабатывает

(реагирует) на начало взрыва, а затем его подавляет. Для надежного подавления взрыва требуются высокое быстродействие автоматических противовзрывных систем, незначительное время доставки огнегасящего состава в зону горения,

а также достаточно эффективная дальнобойность распыленного факела огнегасящего состава. Система сигнализации состоит из датчика, воспринимающего свет от взрыва, и пирогидравлической пушки, которая впрыскивает в защищаемый объем хладон 114 B2. Хладон, смешиваясь с топливовоздушной смесью, нейтрализует ее, тем самым предотвращая дальнейшее развитие процесса взрыва. Существенными недостатками АСПВ являются одноразовость действия и низкая эффективность в топливных баках сложной конфигурации.

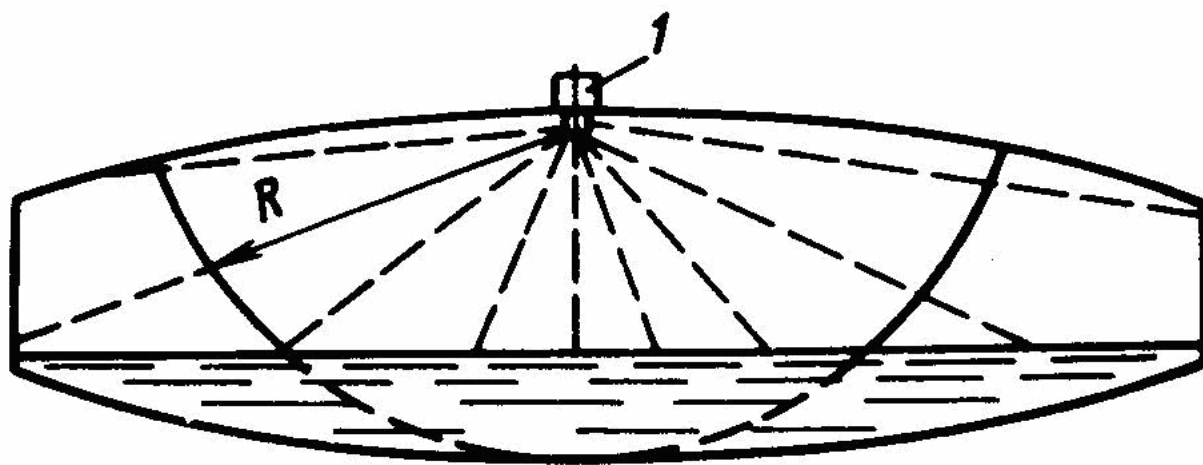
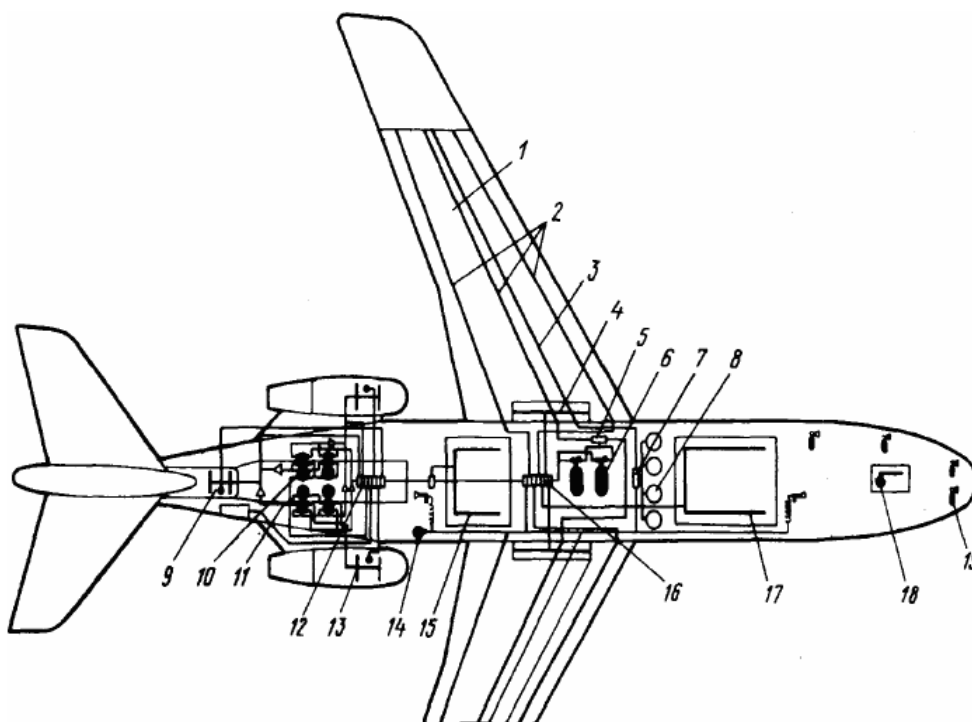
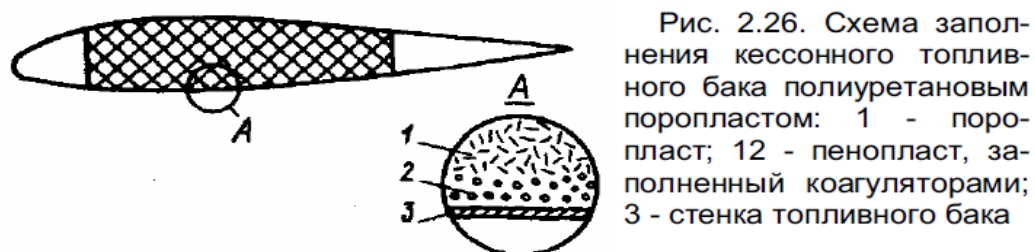


Рис. 2.25. К принципу работы АСПВ: 1 - исполнительный элемент - пушка с огнегасящим составом (хладоном)

§ 7. Желатинизация и эмульгирование топлива

Физическая сущность желатинизации топлива состоит в том, что при добавлении в топливо студенистообразователей – органически кислого алюминия, магния или мыл - оно приобретает псевдокристаллическую структуру и подвержено меньшей опасности воспламенения и взрыва при аварии ЛА, так как обладает меньшей скоростью испарения на единицу площади и значительно меньшей распыляемостью при ударе.

Эмульгированные топлива - это дискретные жидкости, в которых содержится до 97% топлива. Скорость испарения эмульсий в 10 раз, а скорость распространения пламени у эмульсий в 100 раз меньше, чем у обычных топлив. Однако применение желатинизации топлива и эмульгированных топлив требуют существенной доработки топливных систем. Использование поропластов для полного или частичного заполнения топливных баков (рис. 2.26) обеспечивает надежную защиту топливных баков от взрыва.



1 - топливный бак; 2 - распылительный коллектор системы НГ; 3 - то же системы экстренной желатинизации топлива; 4 - тоже ППС в отсеке шасси; 5 - редуктор; 6 - баллон системы НГ; 7 - дозатор; 8 - баллон системы экстренной желатинизации топлива; 9 - ППС ВСУ; 10 - баллон с хладоном; 11 - ППС отсека двигателей; 12 - блок электромагнитных распределительных кранов; 13 - распылительный коллектор отсека двигателя; 14 - баллон ППС пассажирского

салона; 15, 17 - распылительный коллектор противопожарной системы грузового отсека; 16 - блок дозаторов; 18 - ручной огнетушитель приборного отсека; 19 - ручной огнетушитель кабины экипажа

Технические требования к поропластам: они должны быть негорючими, иметь минимальную массу и минимальный коэффициент адгезии, не должны растворяться в топливе и изменять своих свойств со временем. Для протектирования стенки топливного бака выкладывают пенопластом, заполненным химически активными коагуляторами, которые при пробойне под воздействием топлива и воздуха создают твердую массу, закрывающую пробойну.

III. Заключительная часть

Преподаватель напоминает тему, учебные цели и вопросы занятия отмечает положительные отрицательные моменты при проведении занятия отвечает на вопросы, объявляет оценки, поясняет порядок подготовки к следующему занятию.

Литература.

6. Корнеев, В.М. Конструкция и основы эксплуатации летательных аппаратов : конспект лекций / В.М. Корнеев. – Ульяновск : УВАУ ГА(и), 2009. – 130 с.
7. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов : Учебник для студентов авиационных специальностей вузов. - 3-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 2005. – 406с. (6.1.2)
8. Функциональные системы аэрокосмической техники / А.В. Бетин, Н.В. Бондарева, В.Н. Кобрин, С.А. Лобов, Н.В. Нечипорук. - Учеб. пособие. - Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т <<Харьк. авиац. ин-т>>, 2005. -112 с.

Лекция №8

Тема: «Системы кондиционирования воздуха воздушного судна».

- § 1. Влияние условий полета на организм человека
- § 2. Системы кондиционирования воздуха в гермокабинах.
- § 3. Теплообменные аппараты
- § 4. Турбохолодильники
- § 5. Элементы специального назначения

Цель занятия: Лекции составляют основу теоретического обучения и должны давать систематизированные основы научных знаний по дисциплине, раскрывать состояние и перспективы развития соответствующей области науки и техники, концентрировать внимание обучающихся на наиболее сложных и узловых вопросах, стимулировать их активную познавательную деятельность и способствовать формированию творческого мышления. Ведущим методом в лекции выступает устное изложение учебного материала, сопровождающееся демонстрацией видео и кинофильмов, схем, плакатов, показом моделей, приборов и макетов, использованием электронно-вычислительной техники.

I. Вводная часть: Отобразить тему и учебные вопросы на доске, объявить цель, указать на актуальность данного занятия, довести порядок проведения занятия

II. Основная часть:

§ 1. Влияние условий полета на организм человека.

Организм человека функционирует нормально при определенных параметрах окружающей среды. В полете на экипаж и пассажиров, находящихся на борту ЛА, могут воздействовать неблагоприятные и **физиологически опасные факторы**. Эти факторы определяются, в основном, параметрами атмосферы в кабине (давление, температура, состав газовой смеси, которой дышит человек, влажность), уровнем шума и динамикой полета ЛА.

С подъемом на высоту давление воздуха и его температура в атмосфере Земли снижаются. До высоты порядка 2400 м человек чувствует себя нормально, на больших высотах самочувствие человека ухудшается, проявляется целый ряд функциональных расстройств (объединенных общим названием - **высотная болезнь**), что связано в первую очередь с уменьшением снабжения в процессе дыхания организма человека кислородом, до высот порядка 70-90 км объемное содержание кислорода в атмосфере (~21%) практически не меняется. Основным фактором, определяющим насыщение гемоглобина крови кислородом и удаление в выдыхаемый воздух углекислого газа, является соотношение парциального давления кислорода и углекислого газа в легочных альвеолах (от лат. *alveolus* - ячейка, углубление, пузырек) - пузырьковидных образованиях в легких человека, густо оплетенных капиллярами (от лат. *capillaris* - волосной) - мельчайшими кровеносными сосудами, через очень тонкие стенки которых, как через полупроницаемые мембраны (от лат. *membrana* - кожа, перепонка), происходит насыщение крови и тканей организма кислородом и удаление из них в выдыхаемый воздух углекислого газа. **Парциальное**

давление (позднелат. *partialis* - частичный) - это давление газа, входящего частью в состав газовой смеси, которое он имел бы, занимая один весь объем газовой смеси, при температуре смеси.

Воздух является смесью газов, и его полное давление является суммой парциальных давлений его компонентов. На основании физиологических исследований установлена взаимосвязь между парциальным давлением кислорода в альвеолах легких и давлением воздуха, содержанием в нем кислорода, углекислого газа и водяных паров. С увеличением высоты пропорционально уменьшению общего атмосферного давления уменьшается парциальное давление кислорода p_{O_2} в атмосферном воздухе (рис. 1) и вместе с ним парциальное давление кислорода в альвеолах.

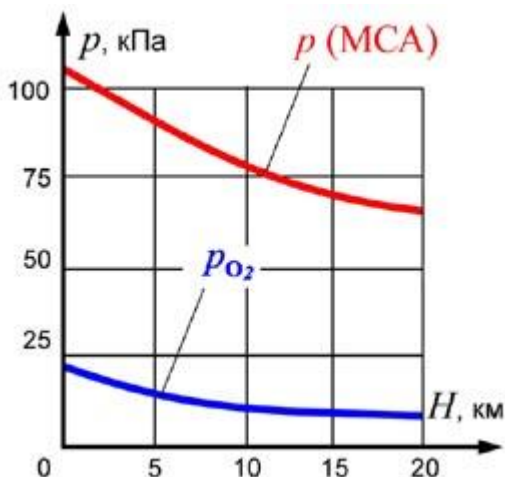


Рис. 1. Зависимость парциального давления кислорода p_{O_2} в воздухе от высоты (в кабине) H

На высоте порядка 3000 м оно достигает среднего физиологически допустимого уровня, насыщение крови кислородом становится недостаточным, начинается **гипоксия** (от греч. *hupo* - под, внизу и лат. *oxigenium* - кислород) - **кислородное голодание**, особенно опасное тем, что субъективно человек не осознает своего состояния и, несмотря на кажущееся хорошее самочувствие, может внезапно потерять сознание. При дальнейшем увеличении высоты явления кислородного голодания интенсивно развиваются вплоть до

полной потери работоспособности и потери сознания у подавляющего большинства людей на высоте 6000-7000 м. На высоте около 8000 м возникают смертельно опасные явления. Следует отметить, что интенсивность кислородного голодания возрастает при выполнении человеком какой-либо работы.

Воздействие пониженного давления на организм человека не ограничивается только явлениями кислородного голодания. При подъеме на высоту расширяются газы в пищеварительном тракте - **высотный метеоризм** (от греч. *meteorismos* - поднятие вверх), что приводит к вздутию живота, сопровождающемуся схваткообразными болями, подъему диафрагмы, уменьшению емкости легких и другим расстройствам.

На высотах 8000-13 000 м при пониженном давлении азот, растворенный при нормальном давлении в крови и тканях человека, выделяется в виде пузырьков свободного газа, которые, оказывая механическое давление на нервные окончания, вызывают боли в мышцах и суставах. Это явление называется **аэрозмболией** (от греч. *aer* - воздух и *embole* - вбрасывание) или **декомпрессионной болезнью**. На высоте более 19 000 м возникает **высотная эмфизема** (греч. *emphysema* - наполнение воздухом, вздутие). На этой высоте вода, составляющая около 70% массы тела человека, закипает при температуре человеческого тела, что может привести к смертельному исходу.

Для обеспечения максимальной дальности и экономичности магистральные пассажирские самолеты летают на высотах, близких к практическому потолку (для дозвуковых самолетов 9000-11 000 м, а для сверхзвуковых 18 000-20 000 м).

Температура воздуха на высотах более 11 000 м снижается почти до -60°C . Если не принимать специальных мер, то при длительном полете кабина постепенно охлаждается до температур, близких к температуре наружного воздуха. С другой стороны, при полете сверхзвуковых самолетов температура их конструкции повышается в зависимости от скорости полета до -130°C - $+250^{\circ}\text{C}$ вследствие кинетического нагрева и, в результате, повышается температура в кабине. Самочувствие человека, его работоспособность существенным образом зависят от температуры окружающего воздуха, его влажности, от масс и скорости движения воздушных потоков внутри помещения. Так, при повышенной физической и эмоциональной нагрузке для обеспечения комфортных условий желательна пониженная температура. При отклонении температуры от комфортных значений человек испытывает неприятные ощущения.

Таким образом, в полете на экипаж и пассажиров, находящихся на борту ЛА, действует комплекс неблагоприятных и физиологически опасных факторов, определяющим из которых является уменьшение с подъемом на высоту общего атмосферного давления, уменьшение парциального давления кислорода в атмосферном воздухе и, как следствие, парциального давления кислорода в альвеолярном воздухе. Нормальная жизнедеятельность человека может быть обеспечена поддержанием парциального давления кислорода во вдыхаемом воздухе на определенном уровне.

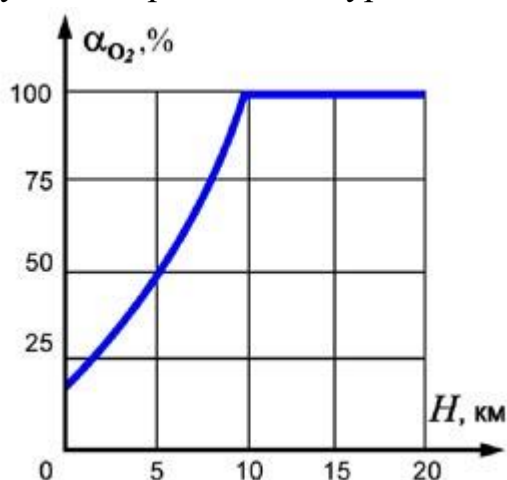


Рис. 2. Зависимость потребного процентного содержания кислорода в дыхательной смеси α_{O_2} от высоты (в кабине)

Экспериментами установлено, что при подъеме на высоту в атмосфере Земли (и, соответственно, при уменьшении атмосферного давления) необходимо увеличивать (рис. 2) процентное содержание кислорода α_{O_2} во вдыхаемом воздухе (дыхательной смеси) и на высоте 10 000 м для дыхания требуется уже чистый кислород, а на высоте 12 000 м кислород для дыхания необходимо подавать под повышенным давлением, обеспечивающим постоянство парциального давления кислорода в легких независимо от высоты.

Технически эту задачу можно решить повышением давления вдыхаемого воздуха (применение гермокабин) или повышением процентного содержания кислорода в дыхательной смеси (применение кислородных приборов).

Для обеспечения нормальной жизнедеятельности и комфорта пассажиров и экипажа самолетов, совершающих полеты на высотах более 3000 м, их размещают в герметичных кабинах с системами кондиционирования (от лат. *conditio* - условие, состояние), где на всех режимах полета **"высота в кабине"** не превышает 2400 м, т. е. давление в кабине должно быть не менее давления атмосферного воздуха на высоте 2400 м, температура не должна быть меньше - 17°C и больше +25°C. При таком давлении и температуре количество кислорода, необходимое для обеспечения жизнедеятельности человека, содержится в сравнительно небольшом количестве свежего воздуха: за одну минуту в покое человек вдыхает и выдыхает 6-9 л воздуха, при физической нагрузке - 80-90 л, иногда до 170 л. Однако в условиях ограниченного пространства основным при определении необходимого количества воздуха, подаваемого в гермокабину, является допустимая концентрация вредных примесей (углекислого газа, выделяемого при дыхании, запахов, обусловленных жизнедеятельностью человека, паров топлива, которые могут попасть в гермокабину, и т. п.), температура и влажность. На современных пассажирских самолетах величина подачи свежего воздуха в гермокабину на одного пассажира составляет 24-40 кг/ч. Как уже отмечалось, проблема шума внутри кабин стала чрезвычайно острой с появлением в эксплуатации реактивных самолетов. Шум, создаваемый двигателями, воздушными винтами, пограничным слоем воздуха, обтекающего фюзеляж, настолько велик, что значительно превышает "предел переносимости" его человеком, т. е. ту максимально допустимую величину общего звукового давления, объединяющего всю совокупность звуков в отдельных частотных интервалах спектра звуковых частот (высокие, средние и низкие звуковые частоты), которая еще физиологически переносима человеком. Значительный шум в кабину вносит система кондиционирования (наддува и вентиляции кабин), в которой источником шума является воздух, движущийся по трубопроводам и истекающий через отверстия (сопла) трубопроводов внутрь кабины. Источниками дополнительных шумов в кабине служат элементы оборудования (электро- и гидромоторы, преобразователи постоянного тока в переменный и т. п.), установленные вблизи от кабины. Снижение уровня шума до допустимого предела обеспечивается как компоновочными, так и конструктивными мероприятиями. Так, не следует размещать кресла пассажиров в плоскости воздушных винтов ТВД или в зонах влияния выхлопных струй газов ТРД на фюзеляж. Установки и оборудование, создающие шум, стараются вынести за пределы кабины или размещать их в звукоизолирующих отсеках. Трубопроводы для подвода и раздачи воздуха в кабинах покрывают звукоизолирующими покрытиями. Кабина изнутри покрывается **теплозвукоизолирующими покрытиями**, причем толщина покрытия увеличивается в местах источников внешних шумов и к концу кабины по мере роста толщины пограничного слоя и, соответственно, создаваемого им шума. Среди факторов, обусловленных динамикой полета, прежде всего следует отметить перегрузки. Как уже отмечалось, наиболее опасное физиологическое воздействие оказывают перегрузки, направленные вдоль тела человека. При больших положительных перегрузках происходит отлив крови от головы к ногам и возможна потеря сознания. Для компенсации таких перегрузок экипажи маневренных ЛА

применяют противоперегрузочные костюмы.

С динамикой полета при снижении и наборе высоты связана скорость изменения давления в кабине самолета, которую человек ощущает болью в полузакрытых полостях организма - в полости среднего уха и лобной пазухе. Установлена физиологически допустимая норма скорости изменения давления в кабине, при которой болезненные ощущения отсутствуют. Скорости изменения давления в гермокабине при снижении и наборе высоты ограничивают регуляторы давления. Комплекс технических средств, обеспечивающих нормальную жизнедеятельность пассажиров и работоспособность экипажей на всех режимах полета и в экстремальных ситуациях, называют ***системами обеспечения жизнедеятельности***. В состав этих систем входят: системы кондиционирования воздуха в гермокабинах, системы кислородного питания, высотное (защитное) снаряжение экипажей боевых самолетов.

§ 2. Системы кондиционирования воздуха в гермокабинах.

Гермокабины (ГК) являются элементом силовой конструкции планера самолета и воспринимают нагрузку от аэродинамических и массовых сил и от внутреннего избыточного давления.

Системы кондиционирования воздуха (СКВ) обеспечивают **надув** (превышение давления в кабине над атмосферным давлением) и вентиляцию, отопление и охлаждение герметичных кабин (кабины экипажа, кабины пассажиров и грузовых отсеков), очистку подаваемого в герметичные отсеки воздуха от **аэрозольного** (от аэро- и нем. *Sol* - коллоидный раствор), состоящего из газовой смеси, в которой взвешены твердые или жидкие частицы, **химического** и других загрязнений, **дезодорацию** (от франц. *des* - приставка, означающая отрицание, уничтожение, удаление или отсутствие чего-либо, и лат. *odoratio* - запах) и ионизацию воздуха в кабине при полете и на земле. Кроме того, эти системы обеспечивают защиту стекол фонаря пилотов от запотевания, обдув (охлаждение) электронного (пилотажно-навигационного и радио-) и электрооборудования, а иногда и подачу горячего воздуха в систему воздушно-тепловых противообледенителей (антиобледенителей) передних кромок крыла и оперения.

Большинство современных самолетов имеют *атмосферные (неавтономные)* ГК, которые вентилируются воздухом из окружающей среды, в отличие от *автономных* ГК, для которых запас кислорода находится на борту ЛА. Одна из возможных принципиальных схем системы кондиционирования гермокабины пассажирского самолета представлена на рис. 3. Воздух отбирается от компрессоров двигателей 1 с температурой до 500°С и давлением до 1,6 МПа (16 кгс/см²), объединяется в общий поток и, проходя по трубопроводу 3, разделяется на два потока. Поток горячего воздуха 5 проходит через основную 6 (а в случае отказа - через дублирующую 2) систему охлаждения воздуха. Для охлаждения

воздуха используют воздушно-воздушные, топливно-воздушные теплообменники и турбохолодильники.

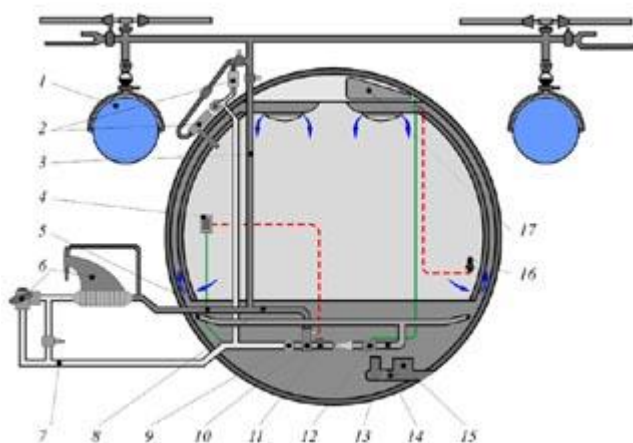


Рис. 3. Принципиальная схема системы кондиционирования гермокабины

Поток горячего воздуха 8 поступает прямо в смешиватель 10, где смешивается с охлажденным потоком 7. Поступлением холодного воздуха в смешиватель управляет кран 9, а подачей воздуха в гермокабину - ограничитель температуры 11 по сигналу регулятора температуры 4 в гермокабине. Пройдя через увлажнитель 12, в котором по сигналу датчика влажности воздуха в кабине 16 распыляется вода из бака 17, воздух с необходимыми параметрами температуры и влажности подается по

системе трубопроводов 13 в гермокабину.

Автоматический регулятор давления 14 управляет клапаном 15 выпуска cabinного воздуха в атмосферу. Системы кондиционирования поддерживают определенную влажность воздуха в гермокабинах. Влага, содержащаяся в воздухе в парообразном состоянии, может конденсироваться и оседать в виде капель на стенках кабины, трубопроводах и, особенно, в теплозвукоизоляции. Скапливаясь, эта влага может существенно увеличить массу пассажирского самолета и даже нарушить его центровку. Удаление влаги из теплозвукоизоляции может потребовать специальных мер при наземном обслуживании самолета. Наиболее благоприятным с физиологической точки зрения является давление в кабине, равное атмосферному давлению воздуха на уровне моря. Однако в этом случае на больших высотах будет возникать значительный перепад давления между кабиной и атмосферой, что, с одной стороны, потребует увеличения толщины обшивки кабины для обеспечения ее прочности и, как следствие, увеличения массы самолета, а с другой стороны, при внезапной разгерметизации ГК перепад давлений между кабиной и атмосферой будет очень большим и падение давления в ГК до атмосферного будет происходить очень быстро. Это явление принято называть **взрывной декомпрессией**.

С одной стороны, в процессе декомпрессии может произойти лавинообразное разрушение конструкции гермокабины от микроразрушений, вызвавших разгерметизацию, до макроразрушений основных силовых элементов фюзеляжа, а с другой стороны, давление в легких человека не может уменьшаться так же быстро, как уменьшается давление в кабине при разгерметизации, и возможны несовместимые с жизнью человека **баротравмы** (от греч. *baros* - тяжесть) у пассажиров и членов экипажа - механические повреждения легких и других органов расширяющимся газом - разрывы, внутренние кровоизлияния, падение кровяного давления, замедление ритма сердца вплоть до остановки. Кроме того, происходит внезапный "перенос" пассажиров и экипажа в условия острой кислородной недостаточности. В результате развивающихся явлений острой

гипоксии и аэрозэмболизма человек теряет сознание и наступает смерть. Происходит также обмораживание вследствие постепенного понижения температуры в кабине до температуры наружного воздуха (порядка - 60°C).

С учетом всех этих условий выбираются программы регулирования давления в гермокабинах самолетов. Наиболее благоприятная для пассажиров программа регулирования давления в гермокабине по высоте полета приведена на рис. 4, где $\bar{p} = p_H/p_0$ - относительное атмосферное давление, p_H - атмосферное давление на соответствующей высоте, p_0 - атмосферное давление на уровне моря.

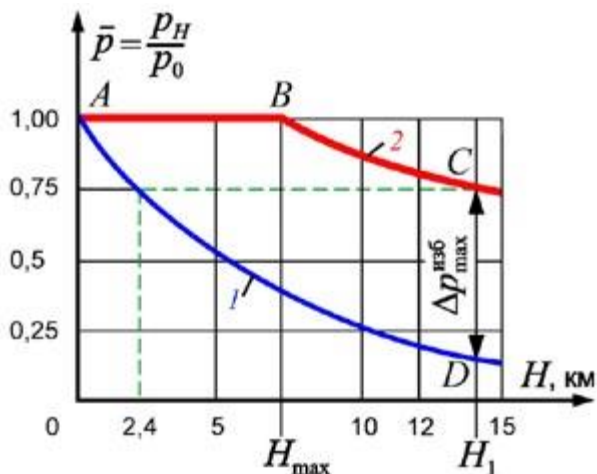


Рис. 4. Программа регулирования давления в гермокабине пассажирского самолета по высоте полета

Для максимальной расчетной высоты полета H_{max} (например, 14 000 м) устанавливается максимальное избыточное давление $\Delta p_{max}^{изб}$ (в нашем примере $\Delta p_{max}^{изб} = 0,61p_0$), которое дополняет атмосферное давление на максимальной расчетной высоте полета (точка D на кривой 1, показывающей изменение атмосферного давления в зависимости от высоты по данным Международной стандартной атмосферы) до минимально возможного давления (точка C на кривой 2, показывающей изменение давления в гермокабине в зависимости от высоты полета), соответствующего максимально допустимой "высоте в кабине", т. е. до величины 0,75 атмосферного давления на уровне моря, соответствующего высоте 2400 м. На высотах полета от H_1 (точка B на кривой 2) до H_{max} в кабине поддерживается постоянное избыточное давление $\Delta p_{max}^{изб} = 0,61p_0$ относительно атмосферного (кривая 2 на этом участке эквидистантна кривой 1). При стоянке на земле (точка A на кривой 2) и в полете до высоты H_1 (в нашем примере $H_1 = 7200$ м) система кондиционирования воздуха поддерживает в кабине постоянное давление, равное атмосферному давлению на уровне моря.

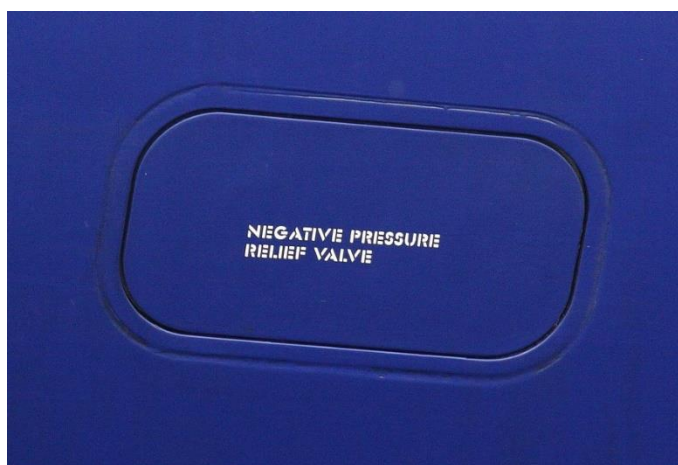
Воздух внутрь салона подаётся через паки под постоянным давлением. Регулирование давления внутри салона производится автоматической системой, регулирующей стравливание воздуха через выпускной клапан. Он находится справа сзади самолёта, примерно под задней правой дверью (обведён красным):



Клапан представляет собой две створки, которые могут приводиться от трёх разных электродвигателей (для запаса на случай отказа). На случай, когда вообще всё плохо, предусмотрены ещё два совсем уж аварийных чисто механических клапана, открывающихся при превышении определённого давления внутри фюзеляжа по отношению к забортному. Вот эти клапаны выше и ниже выпускного клапана:



Если же вдруг давление внутри фюзеляжа станет ниже, чем снаружи, то клапаны отрицательного перепада откроются и выровняют этот перепад, впуская воздух внутрь самолёта:



При крейсерской высоте полета порядка 10 000-14 000 м при разгерметизации кабины экипаж самолета имеет возможность в

режиме *экстренного (аварийного) снижения* вывести самолет на относительно безопасные высоты порядка 3000-4000 м за время, соответствующее так называемому "*резервному*", или "*активному*" времени, в течение которого при остром кислородном голодании (без аварийного питания пассажиров кислородом) не происходят необратимые изменения в деятельности головного мозга человека. Тем не менее пассажирские самолеты имеют систему аварийного питания пассажиров кислородом и систему непрерывного питания кислородом летчиков в течение всего полета. Для боевых самолетов, летающих на высотах порядка 20 000-25 000 м, время экстренного снижения в случае разгерметизации гермокабины до безопасной высоты значительно превышает "резервное", или "активное", время. Кроме того, вероятность разгерметизации гермокабины боевого самолета вследствие боевого повреждения значительно выше вероятности разгерметизации гермокабины пассажирского самолета вследствие недостаточной прочности или повреждения конструкции гермокабины извне при разрушении дисков и лопаток турбин реактивных двигателей, воздушных винтов, при попадании в самолет ударов молнии или птиц и при столкновении с другими самолетами.

Поэтому на военных самолетах стремятся к максимально возможному снижению перепада давления между гермокабиной и атмосферой, и, поскольку летный состав имеет специальную тренировку и все члены экипажа снабжены индивидуальными системами обеспечения жизнедеятельности, максимальное избыточное давление в гермокабине при полете на максимальной высоте примерно вдвое меньше ($\Delta p_{\max}^{\text{изб}} = 0,30 p_0$), чем в гермокабине пассажирского самолета.

Программы регулирования давления в гермокабинах военных самолетов более сложные и выбираются с учетом специфики режимов полета и маневрирования при выполнении боевой задачи. В частности, применение таких программ позволяет уменьшить скорость изменения давления в гермокабине при вертикальных маневрах. В этой ситуации при полетах на больших высотах "высота в кабине" военных самолетов не превышает 7000-8000 м и физические условия среды в кабине не соответствуют требованиям организма человека, поэтому необходимо применение систем индивидуального жизнеобеспечения экипажей боевых самолетов.

§ 3. Теплообменные аппараты

Теплообменным аппаратом (теплообменником) называется агрегат, в котором происходит процесс передачи теплоты от среды с большей температурой к среде с меньшей температурой.

В СКВ применяются следующие типы теплообменников:

воздухо-воздушные (ВВТ);

топливовоздушные (ТВТ), в которых охлаждение воздуха происходит с

помощью топлива, подаваемого из баков в двигатели самолета;

испарительные, в которых охлаждение воздуха происходит в результате изменения агрегатного состояния хладоносителя (воды, водоспиртовых смесей, сжиженных газов и т.п.).

В зависимости от направления относительного движения теплоносителей теплообменники бывают прямоточные, противоточные и перекрёстноточные. В прямоточных теплообменниках тепло- и хладоносители движутся параллельно в одном направлении друг с другом, поэтому разность температур по длине теплопередающей поверхности уменьшается (один поток охлаждается, а другой - нагревается); этот тип теплообменников наименее эффективен. В противоточном теплообменнике потоки движутся навстречу друг другу, при этом разность температур мало изменяется и теоретически можно охладить теплоноситель до входной температуры хладоносителя. Однако реализовать конструкцию противоточного компактного авиационного теплообменника не всегда удаётся. Поэтому на практике очень часто применяют перекрёстноточные многоходовые теплообменники. В перекрёстноточном многоходовом теплообменнике (при двух-трёх ходах) удаётся обеспечить практически ту же эффективность, что и в противоточном.

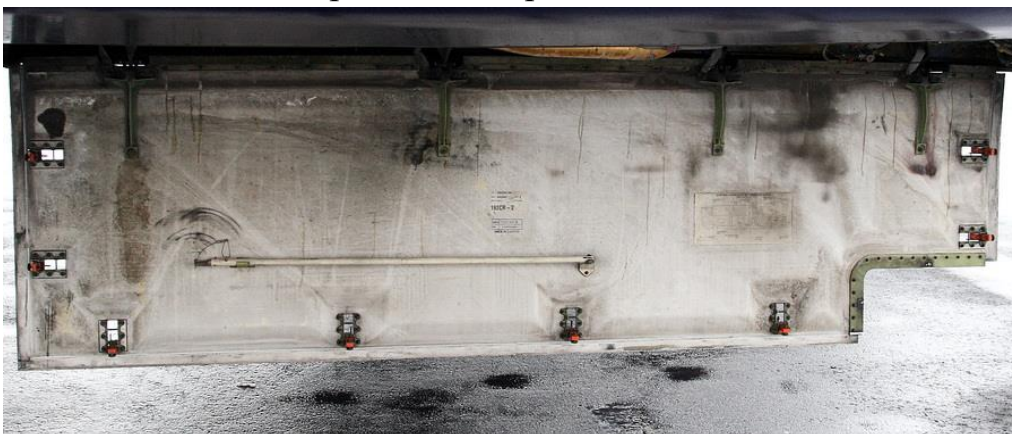
По конструктивному оформлению теплопередающей поверхности теплообменники можно разделить на две группы: трубчатые и пластинчатые.

В трубчатых теплообменниках горячий воздух высокого давления проходит внутри трубок, а хладоноситель - между трубок.

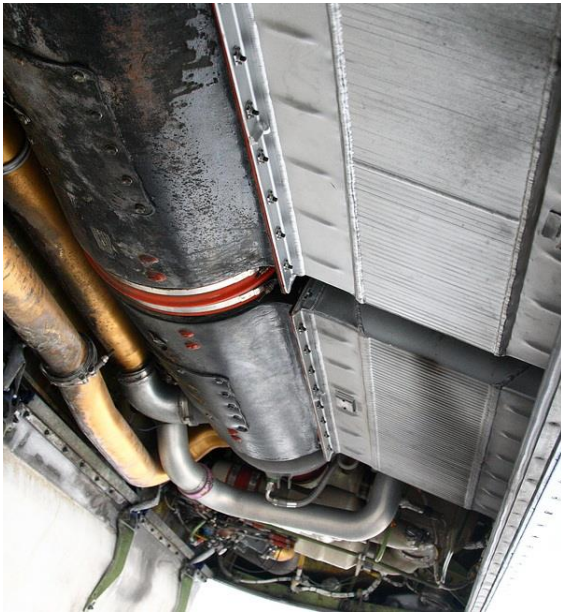
Большое распространение благодаря высокой интенсификации теплообмена, компактности и простоте изготовления получили пластинчато-ребристые теплообменники.

В пластинчато-ребристых теплообменниках теплопередающая поверхность состоит из плоских листов, между которыми располагаются гофрированные листы. Гофры, соединяя плоские листы в монолитную конструкцию, выполняют роль рёбер, значительно увеличивающих теплопередающую поверхность и повышающих прочность теплообменника.

Установками кондиционирования (Air Conditioning Paks) - паки обычно находятся под салоном, в районе центроплана.



Воздухо-воздушные теплообменники



Охлаждение воздуха, отбираемого от компрессора двигателя, происходит за счёт передачи теплоты окружающей атмосфере. Наиболее распространён компактный ВВТ, в котором теплота отводится к специально организованному потоку продувочного воздуха. Часто встречается схема продува ВВТ с помощью вентилятора турбохолодильника.

В этой схеме вентилятор обеспечивает продувку теплообменника при стоянке самолёта и его рулёжке по аэродрому, а в полёте основным побудителем движения продувочного воздуха становится скоростной напор. Вентилятор во время полёта может оказаться “узким местом”, ограничивающим расход и не позволяющим достигнуть максимально возможной эффективности ВВТ. Для преодоления данного недостатка схема может быть модернизирована введением обводной линии (вокруг вентилятора), соединяющей выходную полость теплообменника через обратный клапан с атмосферой.

Канальные воздухо-воздушные теплообменники

Вместо компактных теплообменников на некоторых самолётах применяются поверхностные - канальные теплообменники, в которых стенка канала воздухозаборника представляет собой теплопередающую поверхность. Эта поверхность обдувается воздухом, поступающим в двигатель самолёта. Сложность компоновки самолёта с таким радиатором (длина радиатора для СКВ с расходом 2500 кг/ч должна составлять около 1,5 м) и большая масса теплообменника не позволяют его применять на любом самолёте.

Воздухо-жидкостные испарительные теплообменники

Использование скрытой теплоты парообразования является одним из широко применяемых способов охлаждения воздуха в СКВ. В настоящее время многие скоростные самолёты в составе СКВ имеют воздухо-водяные или воздухо-водоспиртовые испарительные теплообменники. В испарительных

теплообменниках охлаждаемый воздух, проходя по каналам, передаёт теплоту жидкости через стенки. Жидкость нагревается и при достижении насыщения при данном давлении начинает кипеть, интенсивно испаряясь. Наибольшее распространение в качестве хладагента получила вода. Она имеет крупный недостаток - замерзание при отрицательных температурах, однако её дешевизна, большая теплота парообразования заставляют конструкторов находить способы защиты конструкции от разрушения при замерзании воды.

Воздухо-водовоздушные испарительные теплообменники (ВВИТ)

В целях повышения эффективности охлаждения горячего воздуха в испарительных теплообменниках и уменьшения выходной температуры в ряде систем применяется охлаждение за счёт увлажнения продувочного воздуха посредством впрыска в него воды. Испарение воды в потоке воздуха приводит к существенному снижению его температуры.

В качестве испарительного теплообменника с впрыском (рис. 3) применяют обычные ВВТ, как пластинчато-ребристые, так и трубчатые. Во входном патрубке продувочной линии устанавливается форсунка, через которую впрыскивается вода или водоспиртовая смесь. Расход жидкости зависит от тепловой нагрузки на теплообменник, температуры продувочного воздуха и выходной температуры горячего воздуха, как правило, выше 45 °С.

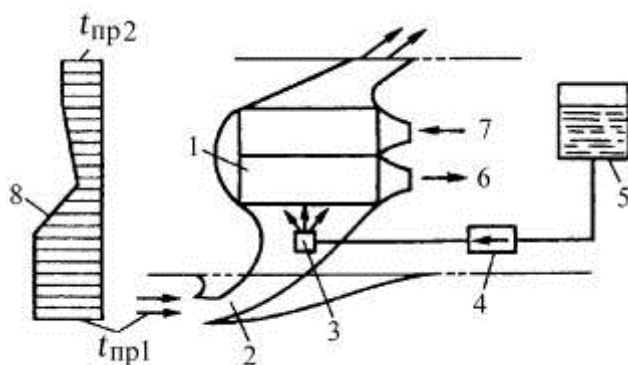


Рис. 3. Схема продувки воздушно-водовоздушного испарительного теплообменника: 1 - теплообменник, 2 - воздухозаборник, 3 - форсунка, 4 - запорный кран, 5 - водяной бак, 6 - охлажденный воздух, 7 - горячий воздух, 8 - эпюра температуры продувочного воздуха $t_{пр}$

Особенности теплообменника-конденсатора

Теплообменник-конденсатор применяется для выделения влаги из воздуха в линии высокого давления до турбины турбохолодильника и включается в систему по схеме “петля” (рис. 4). После дополнительного сжатия воздуха в компрессоре 3 и охлаждения в ВВТ 6 сжатый воздух подаётся в горячий тракт конденсатора 1. В результате отвода от него теплоты при переходе точки росы происходит капельная конденсация влаги на стенках каналов.

Образующиеся капли выносятся из конденсатора и улавливаются

влажнотделителем 5. Далее сжатый воздух поступает на турбину 2 турбохолодильника для его охлаждения за счёт газодинамического расширения. В проточной части турбины происходят процессы гомогенной конденсации паров воды, а также дробления лопатками турбины капельной влаги, не уловленной увлажнотделителем 5. В итоге на выходе турбины образуется аэрозольный туман с каплями диаметром 0,1...15 мкм. При попадании этого тумана в холодный тракт конденсатора 1 по мере увеличения температуры воздуха происходит практически адиабатическое испарение аэрозоля. Наличие водного аэрозоля резко увеличивает охлаждающую способность холодного воздуха.

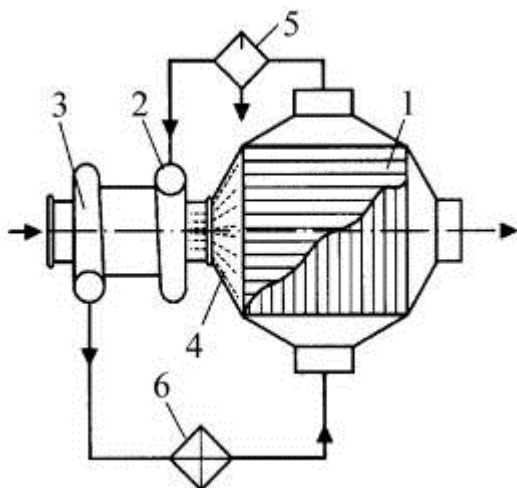


Рис. 4. Принципиальная схема включения теплообменника-конденсатора : 1 - теплообменник-конденсатор, 2 - турбина турбохолодильника, 3 - компрессор турбохолодильника, 4 - аэрозольный туман, 5 - увлажнотделитель, 6 - ВВТ

§ 4. Турбохолодильники

Конструкция и принцип работы турбохолодильника

Турбохолодильники - это лопаточные машины, в которых осуществляется близкий к адиабатическому процесс расширения потока воздуха с понижением его температуры. Заметим, что понижение температуры при расширении газов не единственный физический эффект, который можно использовать для искусственного охлаждения рабочего тела. Охлаждение достигается также, например, при фазовых превращениях, в процессах десорбции, при энергетическом разделении вихревых потоков, магнитотермических и магнитокалорических явлениях в парамагнитных веществах, использовании термоэлектрического эффекта, дросселировании.

При всех различиях перечисленных явлений у них есть одна общая принципиально важная особенность: стационарное (установившееся) охлаждение

происходит только тогда, когда энергия, высвобождаемая при изменении теплового состояния рабочего тела, отводится от него и передается во внешнюю среду или в другие элементы системы. Более того, какими бы ни были исходные условия процессов охлаждения, количество потерянной теплоты будет зависеть от того, какая энергия отведена от рабочего тела.

Рассмотрим работу ТХ (рис. 5). Сжатый воздух поступает в турбину через патрубок 1 и с помощью улитки 2 направляется в кольцевой сопловой аппарат 3. В сопловом аппарате вследствие изменения площади проходного сечения межлопаточных каналов скорость движения воздуха увеличивается, а давление падает.

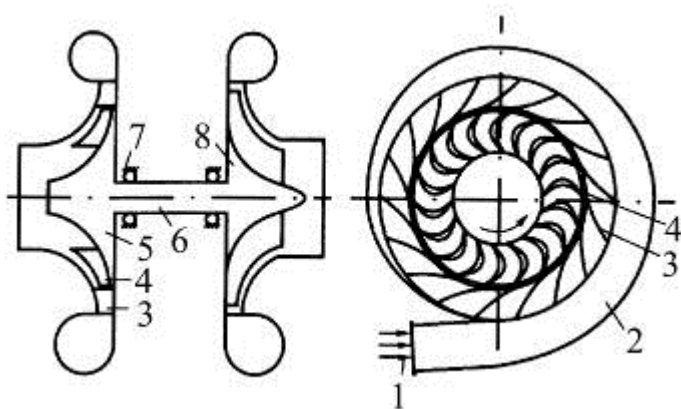


Рис. 5. Принципиальная схема турбохолодильника: 1 - патрубок, 2 - улитка, 3 - сопловой аппарат, 4 - лопатки рабочего колеса, 5 - рабочее колесо турбины, 6 - вал, 7 - подшипник, 8 - рабочее колесо вентилятора



При падении давления в потоке температура газа понижается по адиабатическому закону (если пренебречь теплообменом с окружающей средой). Ускоренный и охлажденный поток воздуха подается затем на лопатки 4 рабочего

колеса 5 турбины, при обтекании которых возникают силы, создающие момент вокруг оси вращения. Поток воздуха в межлопаточных каналах рабочего колеса может не только отклоняться от первоначального направления вследствие кривизны этих каналов, но и ускоряться при соответствующем изменении их поперечного сечения. В последнем случае охлаждение воздуха происходит не только в сопловом аппарате, но и в межлопаточных каналах рабочего колеса. Возникающий на рабочем колесе момент вращения передаётся через вал 6, установленный в подшипниках 7, к рабочему колесу 8 вентилятора или компрессора, выполняющему в данном случае роль потребителя энергии, отводимой от потока воздуха в турбине. Воздух в турбине движется от периферии к центру в плоскости, параллельной диску рабочего колеса. Такие турбины называют радиальными центробежными. В особых случаях радиальные турбины могут быть и центробежными, хотя, как будет показано, направление потока от оси к периферии неэффективно для турбин, но рационально для компрессоров и вентиляторов. Достаточно широко (особенно в турбореактивных двигателях ЛА) распространены так называемые осевые турбины, в которых поток движется в цилиндрическом слое, параллельном оси рабочего колеса.

В ТХ происходят преобразование внутренней энергии потока воздуха в кинетическую и последующее превращение части кинетической энергии в работу. Итоговое понижение температуры воздуха на турбине ТХ определяется, с одной стороны, полнотой преобразования внутренней энергии газа в кинетическую энергию потока, а с другой - степенью превращения кинетической энергии потока в работу. В реальных турбинах процесс расширения газа сопряжен с потерями, из-за которых воздух в ТХ удаётся охладить лишь на 70...95 % разности температур, соответствующей адиабатическому закону расширения газа.

Основным условием долговечности и надежности высокооборотных ТХ является нормальное функционирование системы смазки и охлаждения. Поэтому их совершенствованию уделяется большое внимание.

Выбор системы смазки зависит от конструкции ТХ и условий его эксплуатации. Подробно эти вопросы изложены в работе. Смазка ТХ может осуществляться с помощью фитилей, подводящих масло из камеры, заполненной пористым материалом, пропитанным маслом. Другим способом является шнековая смазка, когда с помощью винтовых нарезок на валу масло подаётся к подшипникам. Для каждого подшипника выполняется своя нарезка. В ТХ с большим расходом применяют принудительную систему смазки, осуществляющую подачу к узлам подшипников масляного тумана, который обеспечивает не только смазку, но и охлаждение. В техническое обслуживание ТХ входит проверка наличия масла и его уровня без применения дополнительных средств контроля. В гражданской авиации такие проверки проводятся через 50...100 лётных часов в соответствии с технологическими указаниями по

выполнению регламентных работ.

Для удобства контроля и обслуживания ТХ в системе смазки предусмотрен выносной уровнемер, выполняемый обычно в виде прозрачного цилиндра, на котором нанесены риски для контроля уровня масла. После отработки турбохолодильником установленного времени масло необходимо заменять. Для замены масла в конструкции ТХ должны быть предусмотрены сливная и заливная пробки, а при размещении ТХ - обеспечиваться возможность подхода к этим пробкам, а также доступность контроля.

При фитильной смазке масло в камеру заливают при помощи мерной ёмкости.

Теперь можно уже упрощённо объяснить работу СКВ в целом. Горячий воздух отбирается от ВСУ или двигателей, предварительно охлаждается в теплообменниках (ВВР), затем приводит турбину турбохолодильника и охлаждается там до температуры чуть выше нуля (чтобы не замёрзли пары воды), а потом к нему подмешивается горячий воздух в количестве, необходимом для получения заданной из кабины температуры. И в результате мы получаем в салоне прохладный воздух летом или тёплый - зимой.

§ 5. Элементы специального назначения

Влагоотделители

При полёте самолета на малой высоте в воздухе, поступающем в ГК после его охлаждения в теплообменнике и турбохолодильнике, влага содержится в парообразном и капельном состояниях. Капельная жидкость оседает на стенках трубопроводов, в блоках оборудования, что может вызывать отказ аппаратуры, или создает в кабине туман, затрудняющий экипажу самолёта пилотирование и вызывающий неприятные ощущения у пассажиров. Для удаления капельной влаги в СКВ устанавливаются влагоотделители (рис. 8).

Сложность применения механических влагоотделителей в СКВ связана с малыми размерами (до 10 мкм) капель влаги. Такие капли не отделяются центробежными силами, и их необходимо коагулировать (укрупнять) до размеров 30...50 мкм.

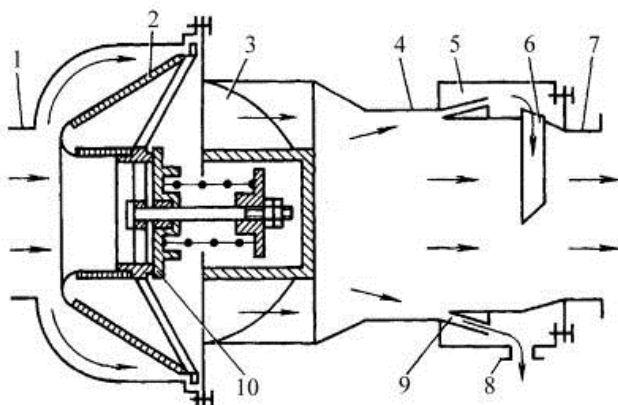


Рис. 8. Схема влагоотделителя с коагулятором: 1 - входной фланец, 2 - коагулятор, 3 - винт, закручивающий поток, 4 - сепарационный канал, 5 - водоловушка, 6 - возвратная трубка, 7 - выходной фланец, 8 - дренажный штуцер, 9 - кольцевой зазор, 10 - предохранительный клапан.

Для этого на входе во влагоотделитель устанавливается коагулятор из мелкоячеистой сетки (фетр), в порах которого капли задерживаются. В результате образуется плёнка жидкости, с которой затем воздушным потоком срываются укрупнённые капли.

Кроме описанной конструкции встречаются влагоотделители с вращающимся сепаратором, в которых отделение происходит вследствие прилипания капель воды к лопастям вращающегося сепаратора и образования на поверхности плёнки жидкости, которая стекает затем в водосборник.

Увлажнители воздуха

На больших высотах атмосферный воздух становится практически сухим. При длительных высотных полётах возникает неприятное ощущение сухости, которая может привести к заболеваниям гортани. Поэтому на некоторых самолётах в СКВ устанавливаются увлажнители воздуха. В увлажнителях воздуха парогенераторного типа вода в виде пара поступает в воздух. Электроувлажнители в СКВ применяются редко, так как при испарении воды в кипятильниках пар приобретает неприятный специфический запах.

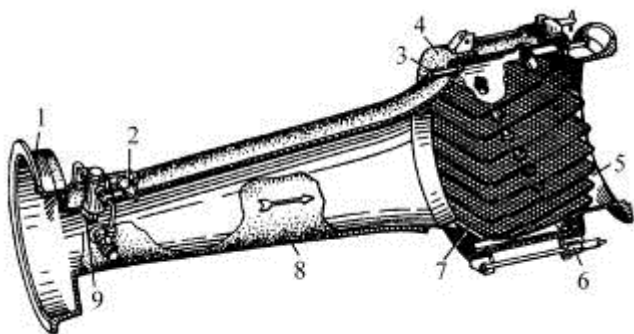


Рис. 9. Форсуночный увлажнитель: 1 - фланец, 2 - штуцер подвода воды, 3 - чека, 4 - кольцо, 5 - выходной фланец, 6 - стяжной винт, 7 - сетка, 8 - корпус, 9 - форсунка

Большое распространение получили конструкции испарительных увлажнителей (рис. 9) с пневматическим распылением воды непосредственно в увлажняемом воздухе. Такой увлажнитель, состоит из трубки Вентури, в горловине которой установлены форсунки 9, дозирующие и распыляющие воду в потоке воздуха. Неиспарившаяся вода попадает на сетку 7, где испаряется.

Фильтры

Подаваемый в кабину атмосферный воздух, загрязнённый взвешенными в нём твёрдыми частицами (пылью) размером от долей до десятков микрон, называется аэрозолем. К грубодисперсным аэрозолям относятся смеси с размером частиц от 1 до 100 мкм, к высокодисперсным - с размером менее 1 мкм.

Если попадающая в кабину вместе с воздухом пыль просто загрязняет кабину, то аэрозоли, осаждаясь на деталях электрорадиооборудования, изменяют параметры оборудования, что недопустимо. Поэтому в современных СКВ наличие аэрозольного фильтра считается обязательным.

В настоящее время разработаны специальные фильтрующие материалы, очищающие воздух от высокодисперсных аэрозолей. Эти материалы состоят из ультратонких волокон полиакрилата или стеклянных и базальтовых волокон и предназначены для фильтров, работающих при температуре до 250 или 450...600 °С соответственно.

Воздухопроводы

На пассажирских самолётах общая длина воздухопроводов СКВ достигает нескольких сот метров, а масса - 500...600 кг, что составляет 40...50 % массы всей системы. Воздухопроводы СКВ располагаются в гондолах двигателей, центроплане, проходят по пассажирским салонам, кабине экипажа. Трубы диаметром от 4 до 200 мм обеспечивают транспортировку воздуха с температурами от -40 до +600 °С и давлением до 2,6 МПа.

В основе проектирования воздухопровода лежат следующие положения:

минимальный вес и высокая надёжность в эксплуатации в течение всего технического ресурса самолёта;

геометрические размеры (диаметр и конфигурация) должны обеспечивать допустимое гидравлическое сопротивление;

применение современных технологий при изготовлении (автоматическая сварка, цельнотянутые трубы и т.п.) и монтаже (взаимозаменяемость отдельных участков); обеспечение компенсации температурных расширений и деформаций мест крепления на ЛА, герметичности воздухопровода.

Воздухопроводы изготавливаются из алюминиевых сплавов АМг или АМц, из стали Х18Н9Т, титановых сплавов ОТ4 или из армированных неметаллических материалов.

Весь воздухопровод можно условно разбить на три участка, как показано в табл. 2.

Для обеспечения минимальных масс труб желательно повышать скорость движения воздуха, но это приводит к росту гидравлического сопротивления, повышению шумов и вибраций воздухопроводов. На основании опыта эксплуатации можно рекомендовать следующие предельные скорости движения воздуха в воздухопроводах:

внутри кабин для пассажирских самолётов 15...20 м/с, для маневренных - до 30 м/с;

вне кабин до 100 м/с;

во вспомогательных устройствах (для продува ВВТ, загрузки ТХ) на отдельных режимах полёта до 300 м/с и выше.

На воздухопровод действуют нагрузки, обусловленные внутренним давлением, монтажными и температурными деформациями, сосредоточенными массами (стыки труб, агрегаты), знакопеременными нагрузками при пульсации движущейся среды, вибрациями и т.п. Толщина стенок труб выбирается из прочностных расчётов по допустимому напряжению материалов при максимальной эксплуатационной температуре стенки.

Таблица 2. Характеристики участков магистрали СКВ

Параметр	Участок системы		
	от компрессора до первичного охлаждения	до узла ВВТ до ТХ	от ТХ до кабин и внутри кабин
Температура, °С	150...600	50...200	-40...+15
Давление, МПа	0,2...2,6	0.2...0.9	0,20...0,04
Материал	X18H9T	OT4, АМг	АМг, АМц, неметаллы

Для применяемых в СКВ воздухопроводов с учётом их диаметров и материалов, температур и давлений воздуха толщина стенки трубы в основном определяется технологией изготовления воздухопровода, в частности возможностями сварки. Исходя из этого толщина стенки для воздухопровода из стали X18H9T составляет 0,6...0,8 мм, из титанового сплава OT4 - 0,8...1 мм, из алюминиевых сплавов - 1...1,2 мм.

Монтажные напряжения в воздухопроводах часто возникают из-за неточности изготовления патрубков. Для их компенсации применяются технологические компенсаторы в виде сильфонов, специальные фланцевые стыки или прорезиненные муфты. В полёте при прохождении по воздухопроводам горячего воздуха они разогреваются до 500...600 °С и удлиняются. Удлинения, приходящиеся на каждый метр длины трубопровода, для стальных труб достигают 1,74 мм, для труб из титанового сплава - 0,96 мм, для труб из алюминиевого сплава - 2,5 мм на каждые 100 °С нагрева. Поэтому в конструкциях должны быть предусмотрены температурные компенсаторы.

III. Заключительная часть

Преподаватель напоминает тему, учебные цели и вопросы занятия отмечает положительные отрицательные моменты при проведении занятия отвечает на вопросы, объявляет оценки, поясняет порядок подготовки к следующему занятию.

Литература.

1. Корнеев, В.М. Конструкция и основы эксплуатации летательных аппаратов : конспект лекций / В.М. Корнеев. – Ульяновск : УВАУ ГА(и), 2009. – 130 с.
2. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов : Учебник для студентов авиационных специальностей вузов. - 3-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 2005. – 406с. (6.1.2)
3. Часть первая. Современный летательный аппарат - сложная техническая система. С.М. Егер.

Лекция №9

Тема: «Аварийно-спасательное оборудование воздушных судов».

§ 1. Общие сведения.

§ 2. [Аварийные выходы.](#)

§ 3. [Надувные трапы.](#)

§ 4. Матерчатый желоб и спасательные канаты

§ 5. [Аварийная стационарная кислородная система](#)

§ 6. Аварийные радиостанции.

§ 7. Навигационные спутниковые системы.

§ 8. [Индивидуальные и групповые аварийно спасательные плавсредства.](#)

Цель занятия: Лекции составляют основу теоретического обучения и должны давать систематизированные основы научных знаний по дисциплине, раскрывать состояние и перспективы развития соответствующей области науки и техники, концентрировать внимание обучающихся на наиболее сложных и узловых вопросах, стимулировать их активную познавательную деятельность и способствовать формированию творческого мышления. Ведущим методом в лекции выступает устное изложение учебного материала, сопровождающееся демонстрацией видео и кинофильмов, схем, плакатов, показом моделей, приборов и макетов, использованием электронно-вычислительной техники.

I. Вводная часть: Отобразить тему и учебные вопросы на доске, объявить цель, указать на актуальность данного занятия, довести порядок проведения занятия

II. Основная часть:

§ 1. Общие сведения.

На воздушных судах гражданской авиации (ГА) по ряду причин (сложные метеоусловия, отказ различных систем и оборудования ВС, человеческий фактор, неграмотные действия членов экипажа и т. д.) возникают аварийные ситуации, происходят аварии и катастрофы, сопровождающиеся человеческими жертвами и травмами.

Поэтому воздушные суда ГА оснащаются различными комплексами **бортового аварийно-спасательного оборудования (БАСО)**, которые включают в себя:

- средства размещения и фиксации людей;
- аварийную маркировку (наружную и внутреннюю);
- аварийное освещение (наружное и внутреннее);
- систему звуковой и световой информации и сигнализации для экипажа и пассажиров;
- аварийные выходы для экипажей и пассажиров;
- бортовые средства эвакуации людей;
- средства противопожарной и противодымной защиты людей (органов зрения и дыхания);
- средства для аварийной радиосвязи;
- плавсредства индивидуального и группового пользования;
- средства для выживания после аварийной посадки.

Бортовое аварийно-спасательное оборудование предназначено для спасения жизни пассажиров и экипажа при возникновении на ВС аварийной обстановки. Оно обеспечивает безопасность эвакуации после вынужденной (аварийной) посадки на сушу или воду, защиту членов экипажа от дыма, а также тушение пожара в кабинах, техническом и багажном (грузовом) отсеках самолета. Все аварийно-спасательные средства размещены с учетом минимальных затрат времени на приведение их в рабочее состояние. Расположение всех средств БАСО обозначено соответствующими трафаретами или световыми табло.

§ 2. Аварийные выходы.

Эвакуация пассажиров из воздушного судна на землю должна производиться не более чем за 90 с при использовании 50 % всех равноценных выходов (рис. 1.1). Для быстрого покидания воздушного судна используют входные двери, двери аварийных выходов, аварийные люки, форточки кабины экипажа.

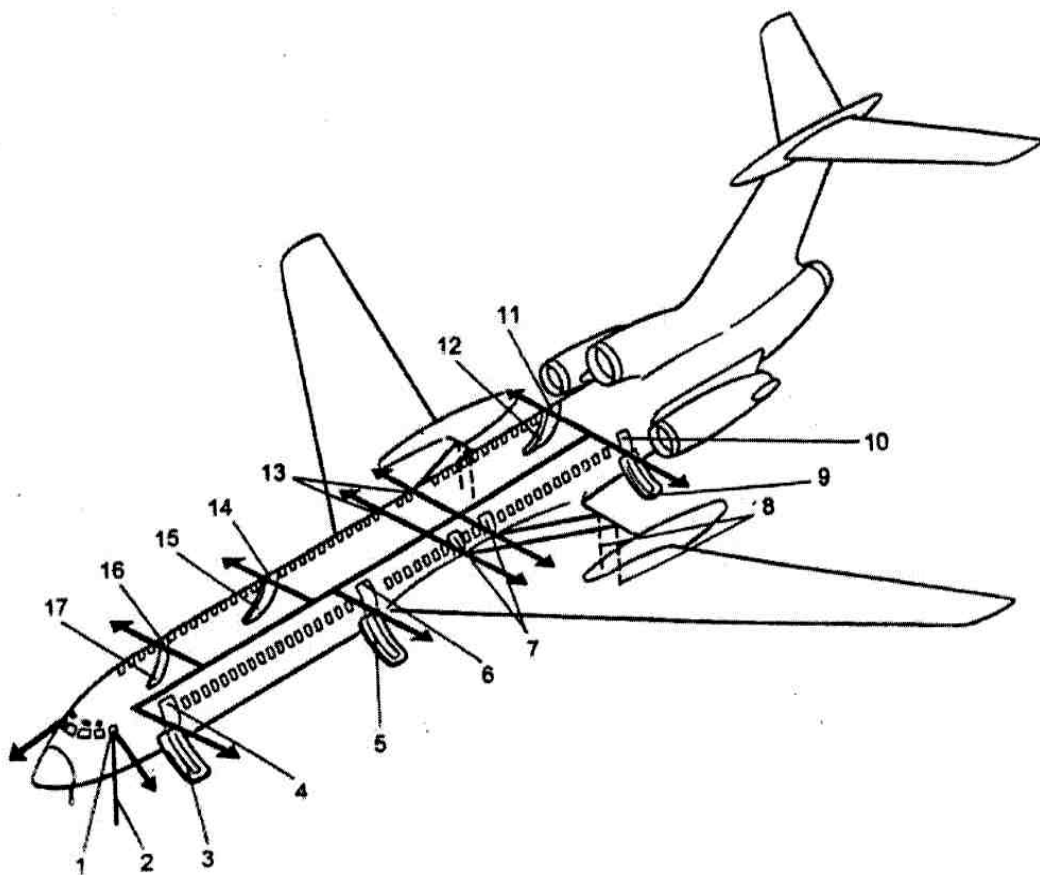


Рис. 1.1. Аварийные выходы:

1 – форточка кабины экипажа; 2, 8 – канат спасательный, 3, 5, 9, 12, 15 – трап надувной; 4, 6 – дверь входная; 7, 13 – аварийный люк; 10, 11, 14, 16 – дверь аварийного выхода; 17 – желоб матерчатый

Аварийные выходы представляют собой дверь или люк, расположенные в наружной стенке фюзеляжа и беспрепятственно открывающиеся наружу или внутрь.

Аварийные выходы должны быть выполнены так, чтобы обеспечивалось беспрепятственное прохождение эллипса размерами 483×660 мм.

Аварийные выходы оборудуются запирающими и предохранительными устройствами. Устройства открытия не должны требовать приложения чрезмерно больших усилий.

На каждом аварийном выходе должна быть маркировка, выполненная красными буквами на белом фоне так, чтобы пассажиры могли видеть ее на расстоянии, равном ширине пассажирской кабины. В салоне воздушного судна указаны аварийные выходы и даны инструкции для открытия дверей и люков изнутри и снаружи (рис. 1.2).

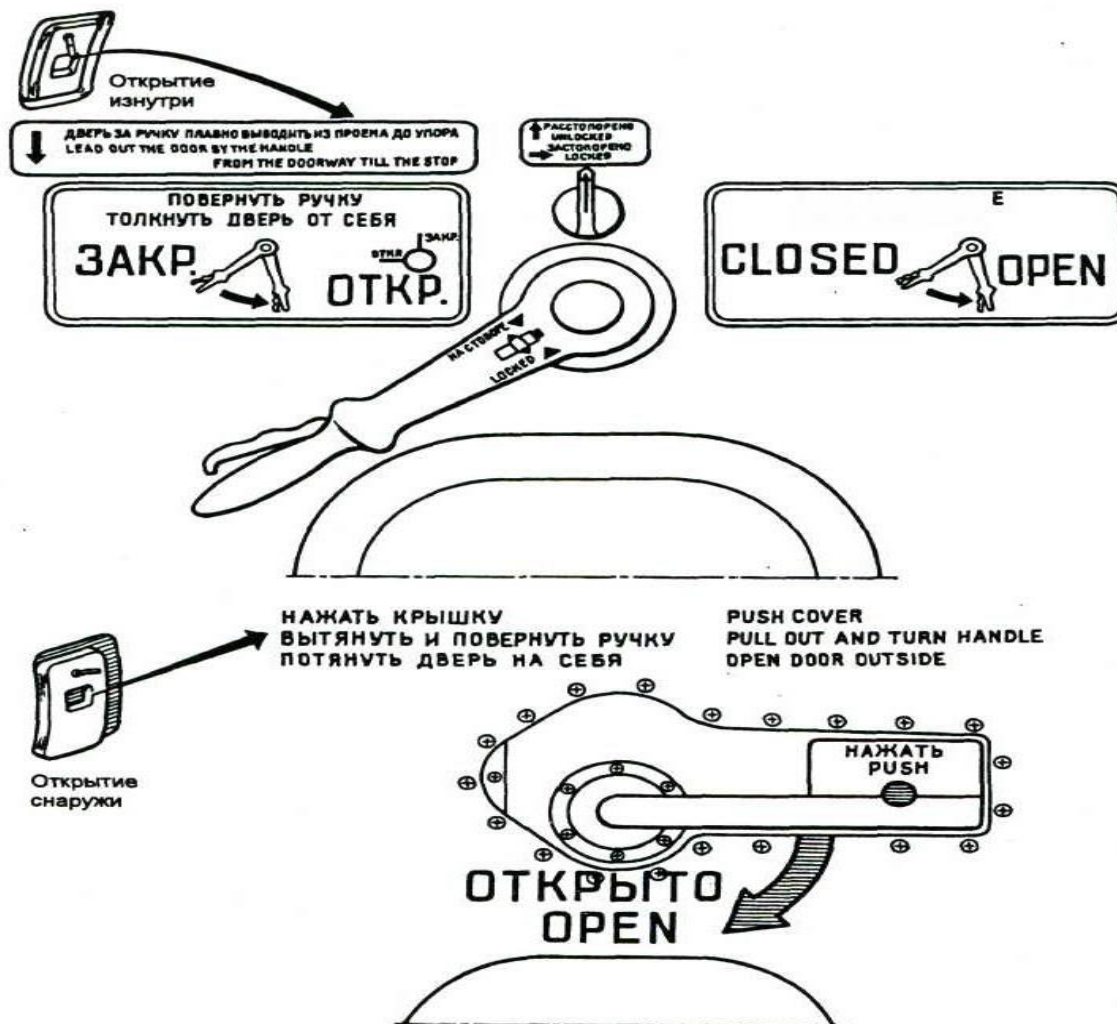


Рис. 1.2. Открытие дверей и люков изнутри и снаружи

В зависимости от размеров аварийные выходы подразделяются на типы (табл. 1).

Таблица 1

Типы аварийных выходов

Тип выхода	Высота, мм	Ширина, мм
A	1830	1070
I	1220	610
II	1120	510
III	915	510
IV	660	485

Выходы типа A, I и II располагаются на уровне пола и не имеют порогов. Выходы типа III и IV располагаются, как правило, над крылом ВС и имеют порог, высота которого внутри ВС должна быть 510 мм для выхода типа III и 735 мм для выхода типа IV. Аварийные выходы размещаются выше ватерлинии. Все выходы освещаются.

При высоте порога над землей более 1,8 м вблизи дверей размещают надувные трапы. На ВС с низким расположением фюзеляжа над землей (Ан-24, Ан-26, Ан-12, Як-40, Ил-76) трапы не требуются.

На всех самолетах с количеством пассажирских мест более 20 предусматриваются аварийные выходы для летного экипажа, которые должны быть расположены в зоне его размещения. На практике в качестве аварийных выходов для экипажа используются форточки боковых окон кабины пилотов или верхние люки (самолеты Як-40, Ан-24, Ан-26).

Снаружи фюзеляжа ВС желтыми уголками обозначены места, где удобнее всего вскрыть обшивку фюзеляжа для аварийных выходов.



§ 3. Надувные трапы

Надувные трапы ТН-2, ТН-3

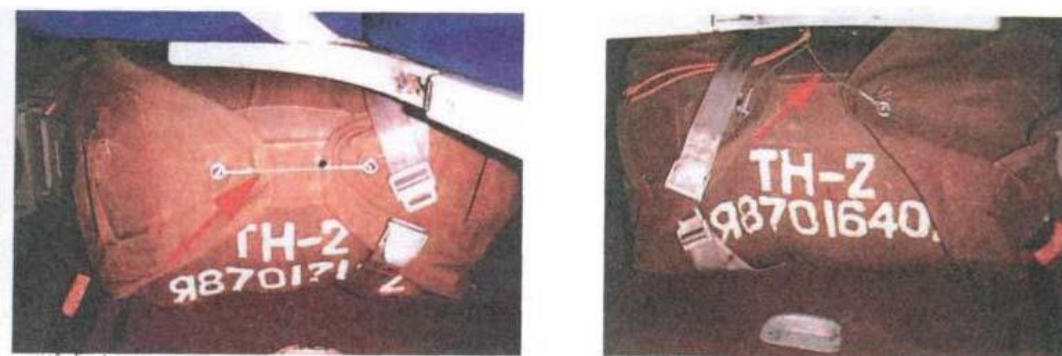
Надувные трапы ТН-2, ТН-3 предназначены для быстрого и безопасного покидания пассажирами и экипажем самолета при аварийной ситуации на земле или вынужденной посадке на непригодную территорию и отсутствии необходимого для высадки пассажиров наземного оборудования. Устанавливают на самолетах Ту-134, Ту-154А, Ил-62

Технические данные трапов ТН-2 и ТН-3

Параметры	ТН-3	ТН-2
Размер трапа в сложенном состоянии в чехле,	680□380	680□380
Размер трапа в наполненном состоянии, мм	4250□13	4250□13
Масса трапа в чехле, кг	20	25
Масса заряда в баллоне (ОСУ-5), кг	4,4	4,4
Масса баллона без заряда, кг	10,9	10,9
Вместимость баллона СО ₂ , л	8	8
Длина каната для спуска, мм	5000	5500
Время приведения трапа в рабочее положение,	30–50	30–50
Время наполнения трапа газовой смесью, с	не > 12	12
Рабочее давление в трапе, кгс/см ²	0,4–0,5	0,4–0,5
Срок службы трапа, год	3–5	3,5
Пропускная способность трапа, с	1,5–2 на 1	1 человек

Надувные трапы изготовлены из капроновой ткани и представляют собой желоб, образованный надувным каркасом с прикрепленным к нему полотнищем. Трап наполняется углекислым газом из баллона ОСУ-5 вместимостью восемь литров. Рабочее давление внутри трапа 0,4–0,5 кгс/см². Избыток газа стравливается через предохранительный клапан, установленный в нижней перемычке надувного каркаса.

Трапы ТН-2 имеют два варианта исполнения: ручной и полуавтоматический (рис. 1.3). Внешне их можно отличить по следующим признакам: упаковочный чехол трапа ТН-2 **ручной** зачеканен на две металлические шпильки, соединенные друг с другом тросиком, и имеет канат для спуска членов экипажа и для того, чтобы вытащить трап из-под ВС, если трап там оказался от порыва ветра. Упаковочный чехол трапа ТН-2 **полуавтоматический** – капроновым шнуром с прочностью на разрыв 15–20 кгс и не имеет каната, т. к. сначала наполняется газом корневая часть трапа, а затем остальная часть трапа, что исключает его попадание под фюзеляж.



а б

Рис. 1.3. Трап ГН-2:

а – ручной; б – полуавтоматический

Для применения трапа его нужно извлечь с места хранения, раскрыть чехол трапа, выдернув металлические шпильки, и выбросить трап наружу. Необходимо убедиться, что трап не задуло под фюзеляж ветром. В противном случае один из членов экипажа должен по канату спуститься на землю и расправить трап перед аварийным выходом. После этого нужно повернуть рукоятку газового баллона для наполнения трапа газом. Через несколько секунд трап примет рабочее положение и будет готов к проведению эвакуации (рис. 1.4). Угол между трапом и поверхностью земли должен быть в пределах 40–45°.

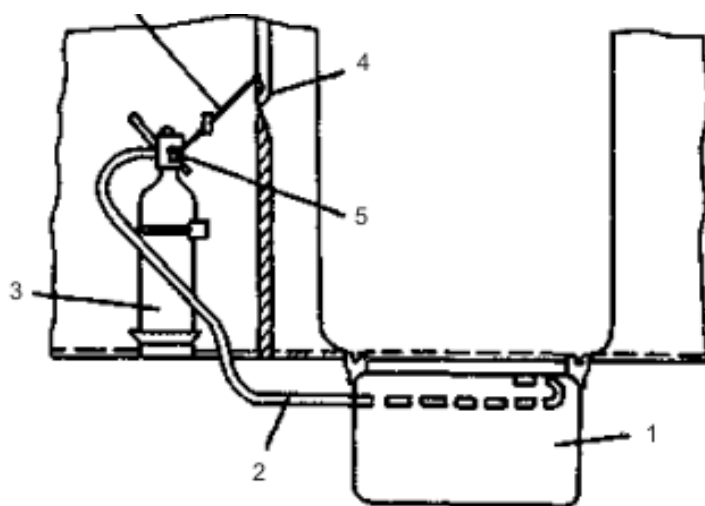


Рис. 1.4. Принципиальная схема наполнения трапа газом:

1 – трап, 2 – шланг, 3 – баллон, 4 – рукоятка газового баллона; 5 – затвор баллона

Трап надувной однокоричный ТНО-2М

Трап надувной однокоричный ТНО-2М установлен на самолетах Ту-154М, Ту-204 и Як-42.

Трап представляет собой надувную оболочку с закрепленной на ней системой газонаполнения эжекторного типа СГН1-2М, уложенную в контейнер. Оболочка выполнена в виде герметичного каркаса с дорожкой скольжения и фартуком для крепления к самолету. Трап наполняется и устанавливается в рабочее положение при аварийном применении автоматически после выброса его наружу. Время наполнения трапа не более 8 с. Масса трапа с контейнером 20 кг. Рабочее давление 0,12 кгс/см².

ВНИМАНИЕ! Если автоматическая система газонаполнения не сработает, необходимо дернуть за пусковую ручку, на которой нанесена надпись «ДЕРНУТЬ». Ручка находится на фартуке для крепления трапа к самолету.

Преимущества ТНО-2М перед ТН-2:

- компактность;
- малый вес конструкции;
- сокращение времени приведения в рабочее состояние;
- надежность в эксплуатации;
- увеличение ресурса, сроков периодического технического обслуживания.

***Примечание.** На самолетах Ту-204 и Як-42 трапы надувные односторонние ТНО уложены в специальные контейнеры, устанавливаются в нижней части дверей. Выброс трапа из контейнера и наполнение его оболочки газом осуществляется автоматически в процессе аварийного открытия двери.*

Трап надувной двухдорожечный (ТНД)

Установлен на самолетах Ил-86 и Ил-96 (рис. 1.5).



Рис. 1.5. Трап надувной двухдорожечный

На самолете Ил-86 установлено 8 надувных трапов ТНД производства НПП «Звезда» (Россия). На каждой из восьми аварийных дверей находится один трап с системой газонаполнения эжекторного типа (рис. 1.6). Эжекторы обеспечивают подсос воздуха из атмосферы в трап при его наполнении. Трап, уложенный в специальный контейнер, устанавливается в нижней части двери и закрывается крышкой декоративной отделки двери. На крышке имеется трафарет по установке контейнера с трапом. Фартук трапа присоединяется к штанге механизма выброса трапа, а та в свою очередь – к полу. Выброс трапа из контейнера и наполнение его оболочки газом осуществляются автоматически в процессе аварийного открытия двери (ручка селектора находится в положении «АВТОМАТ»). Если ручка селектора установлена в положение «РУЧНОЕ», выброс трапа при открытии двери не произойдет. Выброс трапа также не происходит при открытии двери на земле наружной ручкой.

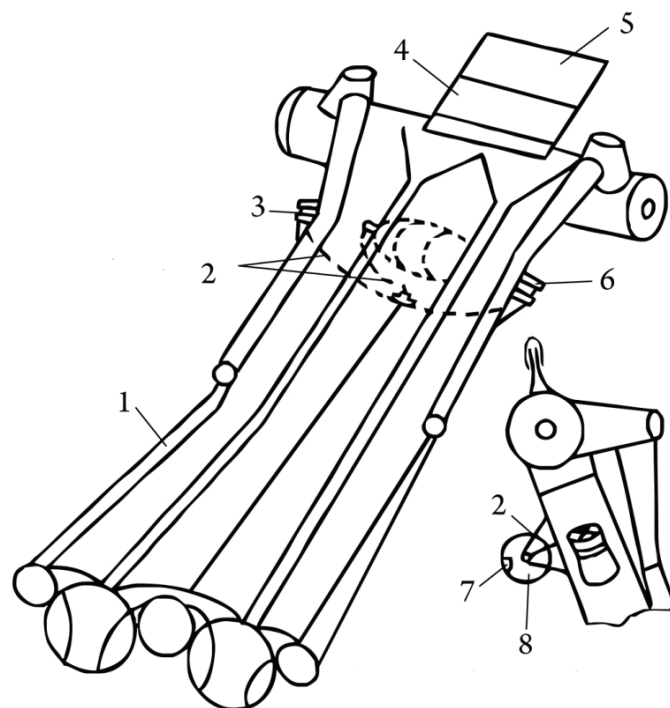


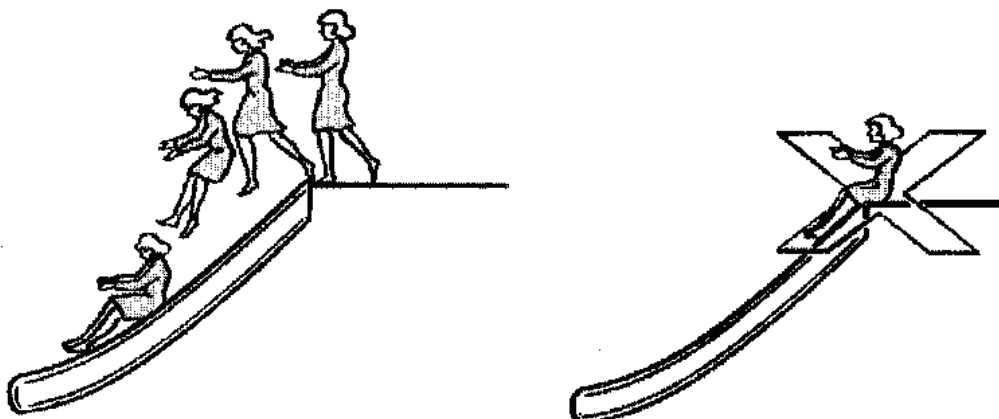
Рис. 1.6. Принципиальная схема ТНД:

1 – оболочка; 2 – рукава; 3 – правый эжектор; 4 – фартук; 5 – удлинение фартука; 6 – левый эжектор; 7 – агрегат питания; 8 – чехол агрегата питания

В случае отказа автоматики систему газонаполнения трапа можно включить при помощи ручки, установленной на фартуке трапа. Время наполнения трапа не более 10 с.

Правила спуска по трапу

Наиболее правильным способом покидания ВС является прыжок на трап. Многие пассажиры пытаются усаживаться на трап и начинают спуск. Это замедляет эвакуацию. Поэтому член экипажа, проводящий эвакуацию, должен постоянно подсказывать пассажирам правильный метод спуска, подавая команду: «ПРЫГАЙТЕ». Правило покидания самолета прыжком на трап

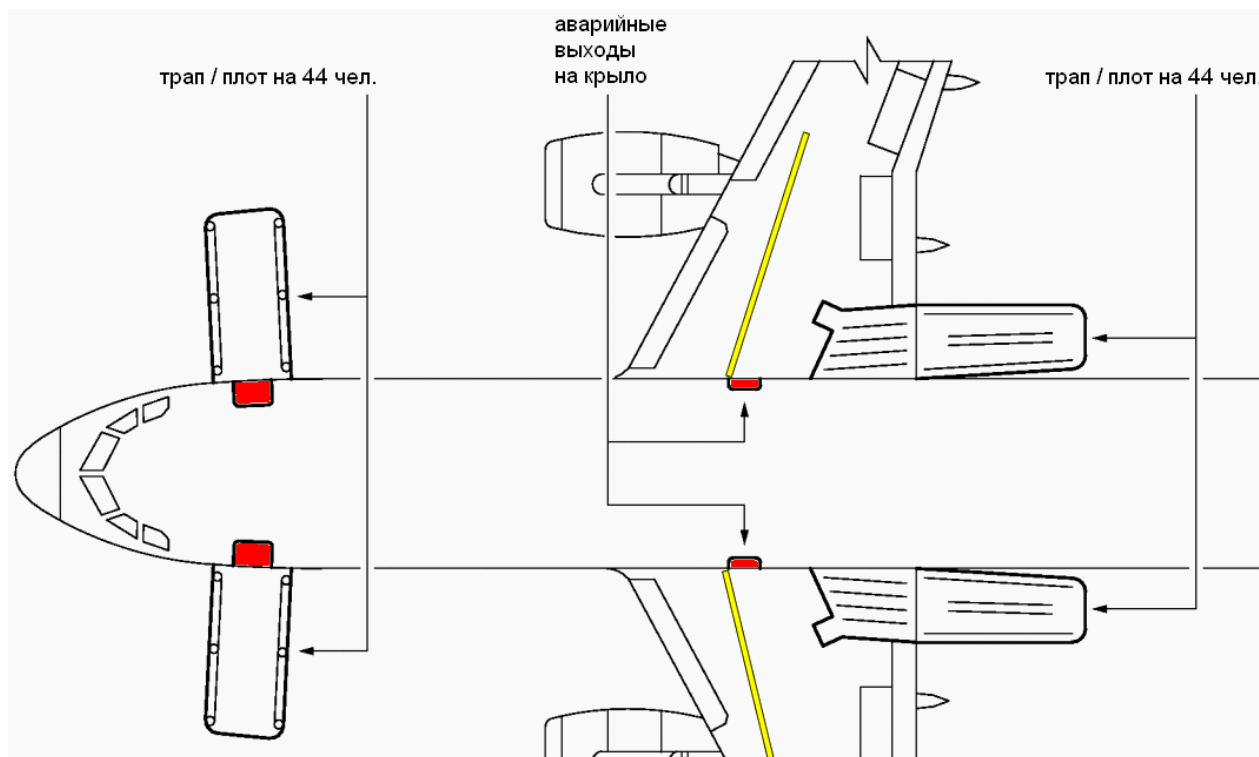


проиллюстрировано на рис. 1.7. Темп покидания по каждой дорожке трапа составляет примерно 40 человек в минуту.

а б

Рис. 1.7. Способы выхода на трап: а – правильный; б – неправильный

Трапов на [Airbus A320](#) несколько.



Армируется трап ручкой на двери.



Когда самолёт на земле, ручка поднята, и зафиксирована пином с вымпелом. В этом положении дверь можно безопасно открывать.



§ 4. Матерчатый желоб и спасательные канаты

Матерчатый желоб предназначен для быстрой и безопасной эвакуации из ВС при вынужденной посадке на сушу.

Матерчатый желоб представляет собой полотнище из двухслойной кирзы, по краям которого пришит шнур. С одной стороны к шнуру прикреплены четыре серьги со специфическими наконечниками для крепления желоба в проеме аварийного выхода. К левой верхней серьге прикреплен канат.

Для приведения в действие матерчатого желоба (рис. 1.8) необходимо:

- 1) снять желоб с багажной полки;
- 2) вынуть желоб из чехла;
- 3) закрепить наконечники желоба в узлах дверного проема и вытолкнуть желоб со спасательным канатом наружу;
- 4) спуститься двум-четырем человекам по канату желоба на землю и, растягивая в стороны полотнища желоба, отвести его от ВС на расстояние до 5 м и страховать пассажиров при спуске по желобу;

Пассажирам следует покидать ВС, съезжая по одному вниз по желобу на спине и сидя. В отличие от трапа, покидая самолет по желобу, на него нужно садиться, а не прыгать. Темп покидания самолета по желобу составляет примерно 20 человек в минуту.

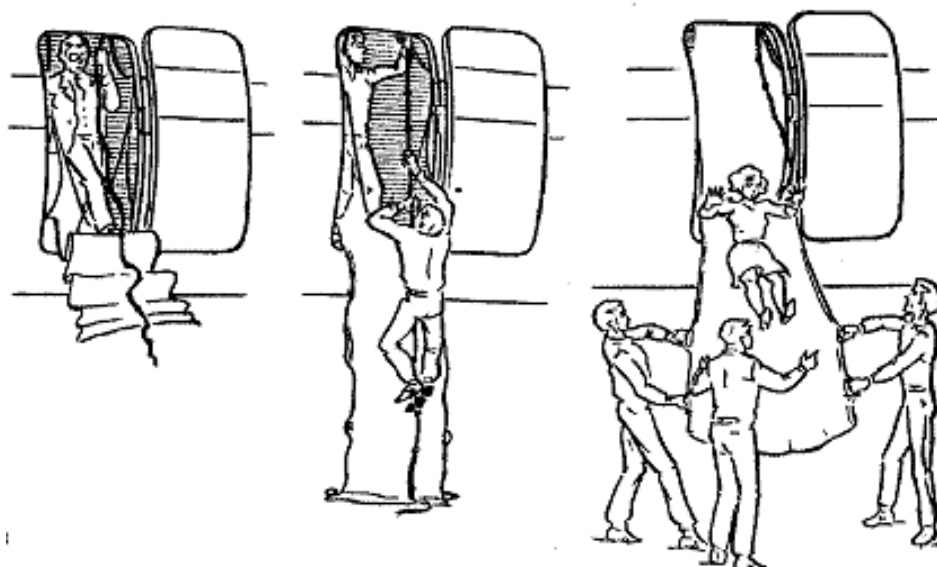


Рис. 1.8. Спуск людей по аварийному желобу

Примечание. Желоба применяются на самолетах старых типов (Ту-154, Ту-134, Ил-62), на новые типы самолетов они не устанавливаются. Спасательные канаты также устанавливаются в районе аварийных выходов и предназначены для спуска членов экипажа с целью приведения в рабочее положение надувных трапов или желобов, а также спуска людей по крылу ВС.

Спасательные канаты

Предназначены для спуска на землю пассажиров и членов экипажа при аварийной эвакуации через аварийные люки и форточки кабины экипажа. Для использования спасательного каната необходимо:

- 1) открыть аварийный люк или форточку кабины экипажа;
- 2) открыть крышку футляра каната, вынуть канат;
- 3) развернуть канат и выбросить наружу в аварийный люк или форточку и можно производить спуск людей.

Примечание. По всей длине каната имеются узлы для исключения проскальзывания рук во время спуска.

§ 5. Аварийная стационарная кислородная система

Индивидуальные системы обеспечения жизнедеятельности (ИСОЖ) комплектуются в зависимости от назначения и условий применения самолетов.

ИСОЖ на пассажирском самолете, это, в основном, кислородные системы. **Кислородная система** (система питания кислородом) экипажа пассажирского самолета используется как штатная: либо первый, либо второй летчик в течение всего полета дышит обогащенной кислородом воздушной смесью или чистым кислородом через кислородную маску, чтобы в случае разгерметизации перевести самолет в режим экстренного снижения. В то же время эта система обеспечивает экипаж кислородом в случае разгерметизации кабины, отказа системы кондиционирования, появления дыма в кабине и т. п., т. е. в аварийной ситуации. Независимая от системы экипажа система питания кислородом пассажиров является аварийным средством жизнеобеспечения: она через гибкие шланги 1 подает кислород в индивидуальные кислородные маски 2, которые размещаются либо наверху в багажных полках (рис. 15.11), либо в спинках впереди стоящих сидений и падают перед пассажирами в случае разгерметизации кабины.

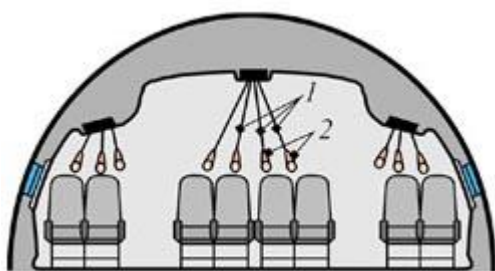


Рис. 15.11. Размещение индивидуальных кислородных масок





Кислородные точки располагаются равномерно по салону, в служебных помещениях бортпроводников и туалетах. Общее их число должно не менее чем на 10 % превышать число мест в ВС для обеспечения кислородом детей, которые могут находиться на руках у родителей.

На пассажирских ВС применяются кислородные системы двух типов: с газообразными источниками кислорода и источниками кислорода в виде малогабаритных химических генераторов.

Системы включаются в работу автоматически при разгерметизации гермокабины, увеличении «высоты» в ней до 4000–4500 м, при этом одновременно загораются табло «НЕ КУРИТЬ», «ЗАСТЕГНУТЬ РЕМНИ».

В состав системы с газообразными источниками кислорода (подобные кислородные системы применяются на самолетах Ту-204 и др.) входят: баллоны высокого давления, регуляторы подачи кислорода, распределительные устройства с системой трубопроводов для подвода кислородного питания к каждой кислородной точке, кислородные маски, органы управления и контроля за работой системы.

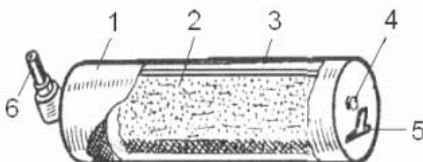
Данная кислородная система работает по следующему принципу. В случае разгерметизации кабины и уменьшения давления в ней до определенного значения (как правило, соответствует «высоте» 4500 м) происходит автоматическое включение системы. Кислород от источников подается к контейнерам с кислородными масками (рис. 1.23), расположенными в багажных полках над каждым пассажирским креслом или в спинках впереди стоящих кресел, вблизи рабочих мест бортпроводников, в кухнях и туалетах. Крышки контейнеров открываются, и маски становятся доступными для пассажиров.

Поступление кислорода в маску начинается после выдергивания чеки из запорного крана (размещен в контейнере) при натягивании специальной пусковой стропы, соединяющей маску с контейнером, в процессе надевания маски.

Химический генератор кислорода представляет собой тонкостенный цилиндр (50 на 100 мм) из нержавеющей стали, в который помещается патрон с кислородосодержащим веществом (хлорат калия или натрия).

Между стенками цилиндра и патроном помещается изоляционный материал для защиты стенок контейнера от чрезмерного нагрева. Корпус при работе химического генератора кислорода разогревается до температуры 260–290 °С (рис. 1.24).

Рис. 1.24. Устройство химического генератора кислорода:



1 – корпус; 2 – кислородосодержащее вещество; 3 – защитный экран; 4 – запальное устройство; 5 – фильтр; 6 – патрубок для подсоединения кислородных масок

Запуск генератора в работу производится посредством запального устройства, состоящего из капсюля и бойка с пружиной. При освобождении пружины боёк пробивает капсюль, и выделяющееся при этом тепло служит источником начала химической реакции выделения кислорода. К генератору могут быть подключены одна или несколько кислородных масок.

Количество выделяемого генератором кислорода не одинаково по времени (рис. 1.25), что объясняется необходимостью значительных подач кислорода на больших высотах, где происходит включение генератора в работу.

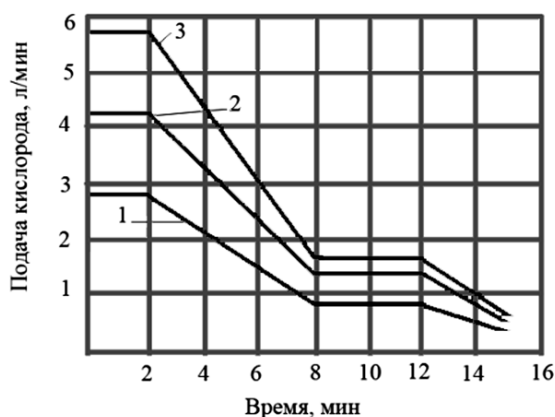


Рис. 1.25. Типовые зависимости количества вырабатываемого кислорода от времени работы химических генераторов, обеспечивающих питание кислородом одного (1), двух (2), трех человек (3)

Кислородные системы на основе химических генераторов обладают рядом преимуществ по сравнению с системами с газообразными источниками кислорода. При такой конструкции отпадает необходимость хранения кислорода в баллонах и их периодической подзарядки, исчезают редукторы, автоматические регуляторы, распределительные трубопроводы. Благодаря этому значительно упрощается их эксплуатация. Данные кислородные системы включаются в работу при разгерметизации салона и достижении в нем «высоты» 4000–4500 м подачей электрического сигнала к замкам крышек кислородных контейнеров (блоков). После чего крышки блоков открываются, чем обеспечивается доступ к **кислородным маскам**.

Существует несколько способов предоставления кислородных масок. Например, кислородные маски вываливаются из блока и повисают на самолетах Ил-86 из блоков, расположенных в туалетах, переднем буфете и в коробах над аварийными выходами. Такой способ используется также на самолетах Ту-154М, оборудованных кислородной системой для пассажиров. Если

кислородные блоки находятся в спинках кресел (Ил-86), то после открытия крышки блока маски могут остаться внутри блока.

Для включения поступления кислорода в маску необходимо притянуть маску к лицу, при этом шнур, идущий от маски к генератору кислорода, выдергивает чеку запального (пускового) устройства генератора и запускает генератор. Кислород начинает поступать в кислородные маски данного блока. Генератор работает непрерывно в течение 15 мин. Блоки с химическим генератором кислорода являются устройствами одноразового использования. Кислородные маски, используемые в комплекте с химическими генераторами кислорода, по конструкции аналогичны маскам МКП-1Т. Их основное отличие в отсутствии переключателя расхода кислорода (2–4 л/мин) и индикатора с поплавком, сигнализирующим о поступлении кислорода в маску. На некоторых вариантах масок, например, на масках, применяемых с кислородными блоками АКБ-ПУМ (Ту-154М), для контроля поступления кислорода на мешочках-накопителях находятся индикаторы (рис. 1.26). Они устроены следующим образом: нижняя часть мешочка отделена (если после открытия крышки блока маска вываливается, эта часть будет верхней) от основной полости, имеет

меньший размер и сообщается с основной полостью небольшим отверстием. При подаче кислорода в нижнюю полость она раздувается, сигнализируя о поступлении кислорода. На ней имеются надписи на русском и английском языках «НАДУТО – КИСЛОРОД ЕСТЬ».

При установке кислородных масок в блок тесьму крепления маски и мешочек-накопитель укладывают внутрь маски, и при выпадении маски из блока они должны выскочить из маски. Если этого не произошло, их необходимо вынуть, перед тем как надеть маску на лицо.

§ 6. Аварийные радиостанции.

Основным видом поиска воздушных судов, которые совершили вынужденную посадку в безлюдной местности, является радиотехнический поиск.

В комплекте аварийного снаряжения на борту ВС имеются аварийные радиостанции Р-855 УМ, Р-855А1, работающие в УКВ диапазоне на международной аварийной частоте 121,5 МГц.

Радиостанция Р-855 УМ предназначена для связи (вне самолета) экипажа самолета, совершившего вынужденную посадку вне аэродрома, с самолетами (вертолетами) поисково-спасательной службы и для привода их к месту нахождения радиостанции.

Радиостанция является переносной малогабаритной, индивидуального пользования и обеспечивает двухстороннюю беспойсковую, бесподстроечную радиосвязь на фиксированной частоте 121,5 МГц с самолетными радиостанциями в режиме «ПРИЕМ–ПЕРЕДАЧА», а также может быть использована в качестве радиомаяка с прерывистой тональной модуляцией в режиме «ТОН» (рис. 1.28). Батарея питания «ПРИБОЙ-2С» обеспечивает непрерывную работу радиостанции в режиме «ТОН» не менее 24 ч, а при ведении связи в режиме «ПРИЕМ–ПЕРЕДАЧА»: прием – 3 мин, передача – 1 мин – до 60 ч при температуре окружающей среды +50 °С. Мощность передатчика – 0,13 Вт. Масса с батареей питания – 0,8 кг.

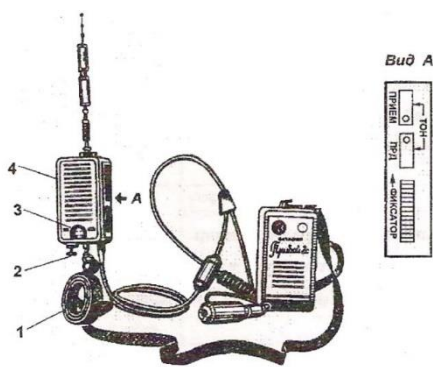


Рис. 1.28. Устройство Р-855 УМ:

1 – соединительный ремень; 2 – винт герметизации; 3 – микрофон-телефон; 4 – приемопередатчик

Дальность взаимодействия с поисковыми ВС – 25–100 км в зависимости от рельефа местности и высоты полета ВС. Совершив вынужденное приземление (приводнение), необходимо включить радиостанцию в режим «МАЯК» для обеспечения пеленгации спутниковой системы «КОСПАС-САРСАТ». При этом режиме можно работать в течение 3 ч, после чего перейти в режим приема. В дальнейшем, в начале каждого часа первых суток после приземления (приводнения), производить трехкратную передачу сообщения о бедствии с переходом после каждой передачи на 3 мин в режим приема, в остальное время радиостанции держать в режиме приема.

В последующие сутки в начале каждого часа производить трехкратную передачу сообщений о бедствии с переходом после каждой передачи на 3 мин в режим приема, в остальное время радиостанцию выключать.

При большом перепаде температуры или давлений отвернуть на 3–5 с винт на нижней части корпуса и плотно завернуть (для выравнивания давления внутри корпуса).

При окружающей температуре ниже 0 °С батарею разместить под одеждой (при высокой температуры беречь от попадания прямых солнечных лучей).

Радиостанция Р-855А1 предназначена для тех же целей, что и Р-855УМ. Радиостанция работает на двух фиксированных частотах (121,5 и 243 МГц) с самолетными МВ-ДМВ-радиостанциями (режим «СВЯЗЬ»), а также может быть использована в качестве радиомаяка с прерывистой тональной модуляцией (режим «МАЯК») (рис. 1.29).

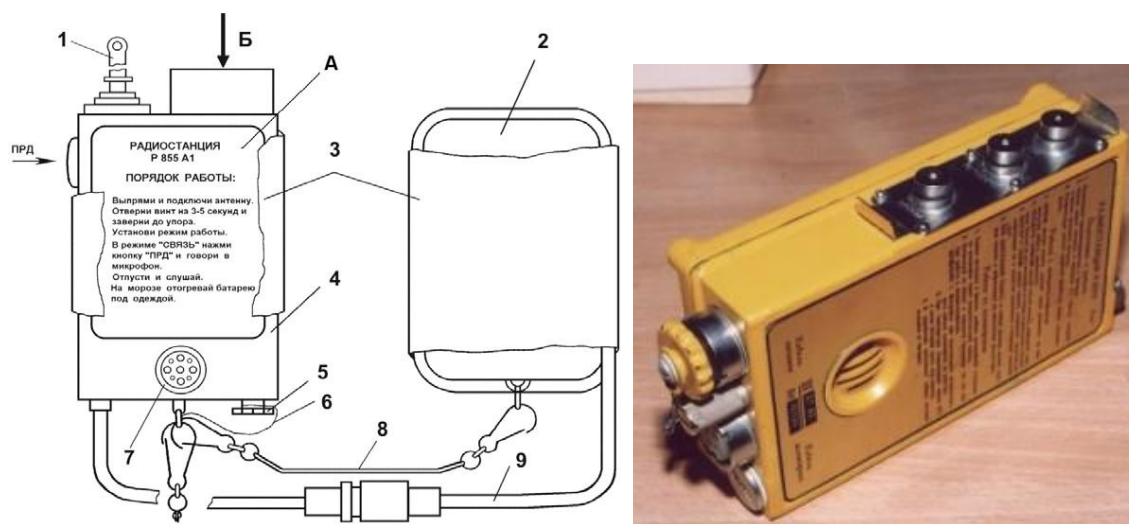


Рис. 1.29. Устройство Р-855А1:

А – инструкция по применению радиостанции; Б – переключатель радиостанции; 1 – антенна; 2 – батарея питания «Прибой-2С»; 3 – поролоновый чехол; 4 – приемопередатчик; 5 – винт разгерметизации; 6 – леска; 7 – микрофон; 8 – удерживающий ремень; 9 – соединительный ремень

Электропитание радиостанции осуществляется от батареи питания. Радиостанция и батарея питания водонепроницаемы. Батарея подключается к радиостанции с помощью кабеля, поэтому при отрицательной температуре наружного воздуха следует помещать батарею под одежду для сохранения емкости.

§ 7. Навигационные спутниковые системы.

Космическая система КОСПАС-САРСАТ (рис. 1.30) предназначена для обнаружения и определения координат морских и воздушных судов, терпящих бедствие в любой точке земного шара. Система КОСПАС разработана в рамках сотрудничества с Канадой, Францией и США, результатом которого стало создание международной системы КОСПАС-САРСАТ, которая функционирует с сентября 1982 года. Эта система может использоваться всеми странами на недискриминационной основе, и ее услуги являются бесплатными для терпящих бедствие.



Рис. 1.30. Принципиальная схема системы КОСПАС-САРСАТ

Система осуществляет радиоконтроль в диапазоне частот 406,0–406,1 МГц и на частоте 121,5 МГц, на которых передаются сигналы аварийных радиобуев (радиомаяков).

Географическое положение излучающих аварийных радиобуев (радиомаяков) определяется системой автоматически с точностью не ниже 2–3 км для радиобуев, работающих в диапазоне 406 МГц, и до 20 км для радиобуев, работающих на частоте 121,5 МГц.

Примечание. На воздушных судах гражданской авиации России в обязательном порядке с 2005 года устанавливаются аварийные радиомаяки

АРМ-406АС1 и АРМ-406П, которые выполняют те же функции, что и аварийные радиобуи.

Принципы работы системы:

- от аварийного радиомаяка сигнал поступает на космический аппарат (спутник);
- космический аппарат транслирует сигнал SOS на ближайшие станции. На околополярных круговых орбитах расположены как минимум 4 космических аппарата, которые совершают оборот вокруг Земного шара примерно за 100 мин, при этом с них постоянно обозревается участок поверхности диаметром порядка 5 тыс. км;
- наземные станции приема и обработки информации осуществляют прием ретранслируемых космическим аппаратом сигналов, их обработку с целью определения местоположения радиомаяков, их принадлежность и передают затем аварийную информацию в национальные спасательные центры, которые передают сигнал поисково-спасательным центрам своих стран.

В настоящее время в системе КОСПАС-САРСАТ функционирует 38 наземных станций приема и обработки информации, которые развернуты в 21 стране.

Аварийно-спасательный радиомаяк АРМ-406 АС1 (АРМ 8 (ELT(S))) предназначен для определения координат терпящих бедствие ВС с помощью передачи информации через ИСЗ (искусственные спутники Земли) системы КОСПАС-САРСАТ, а также обеспечения привода поисковых средств к месту аварии. АРМ-406 размещается в кабине экипажа для быстрого использования в аварийной обстановке.

Аварийно-спасательный радиомаяк АРМ-406 АС1 (рис. 1.31) представляет собой моноблок, состоящий из защитного кожуха и помещенного в него герметичного моноблока АС1.

Моноблок АС1 (рис. 1.32) – собственно переносной радиомаяк, включающий два передатчика ПРД 406 и ПРД 121, программно-временное устройство (ПВУ), блок управления (БУ), блок автономного питания (БАП) и антенну (АНТ). Моноблок АС1 легко извлекается из кожуха при покидании аварийного ВС. Включение осуществляется вручную.



Рис. 1.31. АРМ-406 АС1 Рис. 1.32. Моноблок АС1

Передатчик спутникового канала ПРД-406 и передатчик ближнего привода ПРД-121 работают на одну антенну штыревого типа. Питание передатчиков осуществляется от блока автономного питания АРМ-043, состоящего из четырех последовательно соединенных элементов питания Р8Н20 фирмы «8АРТ».

Автоматический переносной радиомаяк АРМ-406 П (АРМ АР (ЕLТ(АР))) предназначен для определения координат терпящих бедствие ВС с помощью передачи информации через ИСЗ системы КОСПАС-САРСАТ, а также обеспечения привода поисковых средств к месту аварии. АРМ размещается в салоне ВС с возможностью быстрого использования в аварийной обстановке.

Автоматический переносной радиомаяк АРМ-406 П (рис. 1.33) представляет собой моноблок (моноблок «П»), состоящий из двойного защитного кожуха с установленными в нем амортизаторами, датчиком перегрузки и переносным моноблоком АС1; пульт дистанционного управления, устанавливаемый в кабине экипажа; внешнюю антенну АНТ-406В, устанавливаемую на корпусе ВС.



Рис. 1.33. Устройство АРМ-406 П: 1 – моноблок, 2 – пульт дистанционного управления, 3 – внешняя антенна АНТ-406В

Моноблок АС1 – собственно переносной радиомаяк, включающий передатчики ПРД 406 и ПРД 121, программно-временное устройство (ПВУ), блок управления, блок питания и антенну. Аварийный режим работы моноблока АС1 может быть включен как от пульта дистанционного управления, так и от датчика перегрузки, а также вручную при извлечении его из защитного кожуха при покидании аварийного ВС.

Пульт дистанционного управления ПДУ-406 предназначен для:

- обеспечения питанием радиомаяка как в дежурном, так и в рабочем режимах;
- включения радиомаяка в рабочий режим и проверки его в режиме встроенного контроля;
- световой и звуковой сигнализации работы АРМ-406П.
- ПДУ-406 обеспечивает также возможность переключения АРМ-406П из рабочего режима в дежурный при ложном срабатывании датчика удара или несанкционированных действиях экипажа. Включение и отключение питания радиомаяка производится АЗС «АРМ-406П» на правой панели АЗС.

§ 8. Индивидуальные и групповые аварийно спасательные плавсредства.

Аварийная посадка на воду является событием относительно редким, однако представляющим большую угрозу находящимся на борту ВС людям. Это связано как с трудностями самой посадки, особенно на беспокойную водную поверхность, так и с возможностью разрушения фюзеляжа при ударе о воду и последующим быстрым затоплением ВС.

Согласно действующим нормам при полетах над водой продолжительностью до 30 мин на ВС должны находиться индивидуальные спасательные средства: спасательные жилеты для взрослых по количеству пассажиров и членов экипажа и люльки для детей, а также демонстрационные жилеты. Жилеты должны размещаться под пассажирскими креслами и около рабочих мест членов экипажа и бортпроводников таким образом, чтобы обеспечивалась возможность их быстрого и легкого извлечения людьми, сидящими в креслах. Количество и места размещения детских жилетов и люлек

устанавливается в зависимости от количества и расположения пассажирских мест на ВС.

К индивидуальным плавсредствам относятся спасательные жилеты АСЖ-63П, которые предназначены для поддержания человека на плаву после покидания самолета и до посадки его на групповые плавсредства (надувные авиационные спасательные плоты) или другие средства спасения (шлюпки, лодки, катера, проходящие корабли, вертолеты и т. п.).



Жилет АСЖ-63П имеет вид нагрудника, состоит из двух надувных камер и наполняется газообразной углекислотой из баллона. Жилет надевается на шею через отверстие и закрепляется на поясе с помощью капроновой тесьмы. Вес жилета 950 Г. Материал жилета — двухслойная прорезиненная ткань желтого цвета. Наполнение углекислотой происходит за 5—7 сек. Для поддувания жилета ртом имеются две трубки с мундштуками и клапанами. Жилет имеет сигнальное снаряжение — сигнальную лампу, работающую от батарейки с водоналивным элементом, и сигнальный свисток для подачи сигналов в темноте и тумане. Чтобы привести элемент батарейки в действие, необходимо в воде выдернуть пробки, закрывающие отверстия в батарейке. Независимо от того, в каком состоянии человек находится в воде, жилет поддерживает его лицом вверх. Жилет позволяет при необходимости перевернуться на грудь и плыть любым способом. Жилет АСЖ-63П может поддержать на плаву двух человек. Один человек с надетым жилетом сможет поддержать на плаву еще одного человека без спасательного жилета.

Примечания:

1. Необходимо помнить, что надувать жилет можно только после покидания ВС, чтобы не повредить его при эвакуации.



2. С 1995 года изготавливаются жилеты АСЖ-85, которые в 2,5 раза легче АСЖ-63П и имеют в 2 раза меньший габарит упаковки, а с 2003 года начато производство АСЖ-2000.

К групповым плавсредствам относятся надувные спасательные плоты СП-12, ПСН-10, ПСН-в, рассчитанные соответственно на 12, 10, 6 чел. Грузоподъемность плотов СП-12, ПСН-10, ПСН-6 соответственно равна 1300, 1400, 1000 кг. Вес плотов СП-12, ПСП-10, ПСН-6, укомплектованных снаряжением, соответственно равен 65, 70, 47 кг. Изготовлены спасательные плоты из двух- и трехслойно диагонально-дублированной прорезиненной ткани оранжевого и желтого цвета. Правила приведения плотов в рабочее положение и пользования ими нанесены на внешней оболочке плота и внутри плота на тенте, а также в специальных инструкциях. В настоящее время лодка ЛАС-5М-2 повсеместно заменяется надувными плотами с тентом.

III. Заключительная часть

Преподаватель напоминает тему, учебные цели и вопросы занятия отмечает положительные отрицательные моменты при проведении занятия отвечает на вопросы, объявляет оценки, поясняет порядок подготовки к следующему занятию.

Литература.

9. Корнеев, В.М. Конструкция и основы эксплуатации летательных аппаратов : конспект лекций / В.М. Корнеев. – Ульяновск: УВАУ ГА(и), 2009. – 130 с.
10. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов: Учебник для студентов авиационных специальностей вузов. - 3-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 2005. – 406с. (6.1.2)
11. Бортовое аварийно-спасательное оборудование воздушных судов гражданской авиации : учеб. пособие / сост. Н. П. Палфинов. – Ульяновск: УВАУ ГА (И)2011. – 72 с.

Лекция №10

Тема: «Бытовое оборудование самолета».

§ 1. Состав бытового оборудования.

§ 2. Удаление отбросов.

§ 3. Водоснабжение.

Цель занятия: Лекции составляют основу теоретического обучения и должны давать систематизированные основы научных знаний по дисциплине, раскрывать состояние и перспективы развития соответствующей области науки и техники, концентрировать внимание обучающихся на наиболее сложных и узловых вопросах, стимулировать их активную познавательную деятельность и способствовать формированию творческого мышления. Ведущим методом в лекции выступает устное изложение учебного материала, сопровождающееся демонстрацией видео и кинофильмов, схем, плакатов, показом моделей, приборов и макетов, использованием электронно-вычислительной техники.

I. Вводная часть: Отобразить тему и учебные вопросы на доске, объявить цель, указать на актуальность данного занятия, довести порядок проведения занятия

II. Основная часть:

§ 1. Состав бытового оборудования.

Бытовое оборудование предназначено для создания необходимых условий членам экипажа, обслуживающему персоналу и пассажирам на земле и в полете. В кабине экипажа, на рабочих местах членов экипажа установлены кресла (рис. 15.1).

Кресла регулируются по высоте и снабжены привязными ремнями с механизмом автоматического стопорения плечевых ремней.

Кресла пилотов перемещаются по направляющим рельсам, имеющим кривизну, за счет которой при откате в крайнее заднее положение кресла смещаются к борту. Кресло фиксируется в крайних и промежуточных положениях. Расфиксация кресел осуществляется ручкой «ОТКАТ», расположенной на кресле.

Все кресла регулируются по высоте и имеют механизм затяжки ремней. Для удобства пилота на его кресле установлены подлокотники с механизмами автономной регулировки подлокотников.

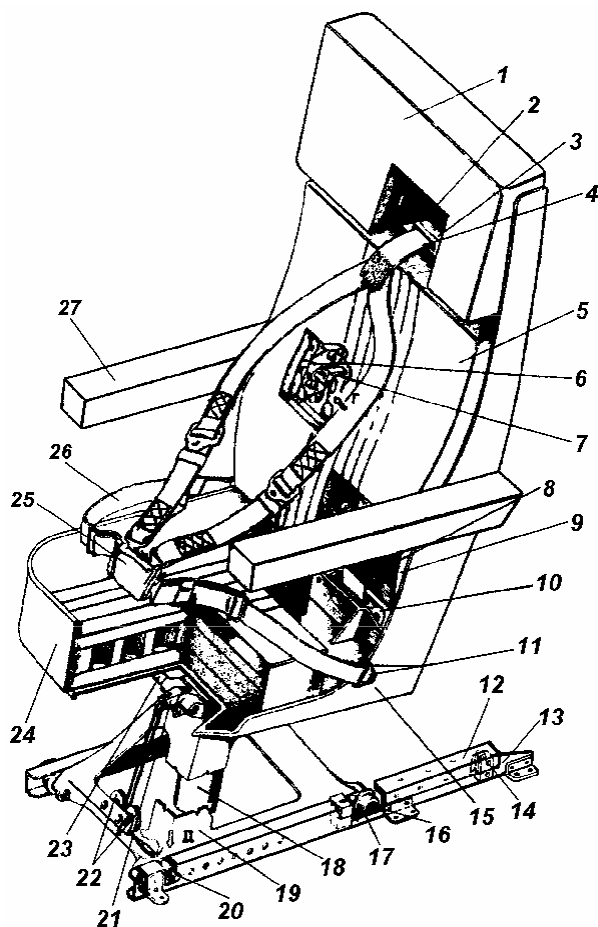


Рис. 1. Кресло пилотов:

1 – подушка подголовника; 2 – стенка; 3 – балка верхняя; 4 – плечевой ремень; 5 – мягкая подушка; 6 – болт; 7 – упор; 8 – балка нижняя; 9 – каркас спинки; 10 – механизм стопорения ремней; 11 – серьга; 12 – профиль; 13 – рельс; 14 – упор; 15 – чашка; 16 – ось ролика; 17 – ролик; 18 – механизм вертикальной регулировки кресла; 19 – каретка; 20 – стопор; 21 – рычаг; 22 – направляющие ролики; 23 – ручка управления механизмом продольной регулировки кресла; 24 – мягкая подушка; 25 – пряжка; 26 – правый поясной ремень; 27 – подлокотник

Кресло пилота Airbus-320



Два принципиально одинаковых, но устроенных зеркально относительно продольной оси кресла установлены в кабине.



Пилотские кресла подвижны. Они могут перемещаться вперёд-назад и, в крайнем заднем положении, ещё и уезжают в сторону борта. Это сделано потому, что пилотам во время полёта надо иметь возможность дотянуться до многих элементов кабины как одному, так и другому — так что далеко друг от друга пилотов размещать не получается. Но между пилотами находится центральный пульт «пьедестал», и он мешает пилотам нормально занять своё место, когда кресло придвинуто вперёд. Уезжая назад и к борту, кресло позволяет более или менее нормально пройти пилоту между пьедесталом и креслом. Кресло пилота держится на основании, прикрученном к полу восемью болтами (по два с каждого угла):



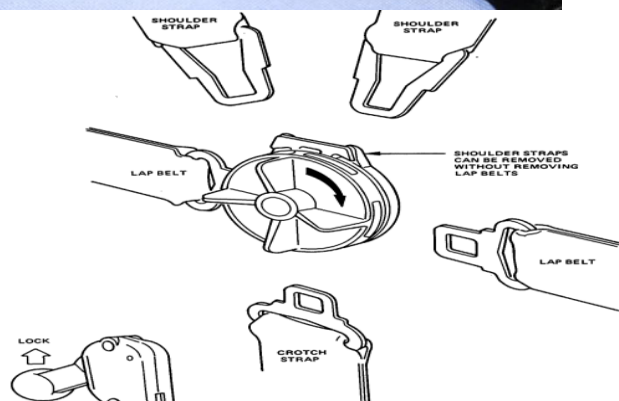
Посредине подушки находятся два переключателя:

Они управляют электромотором, который через редукторы и зубчатые рейки перемещает кресло по вертикали и по горизонтали. Работает он от трёхфазного тока 115/200В 400Гц. В углу кресла находятся ручные регулировки:

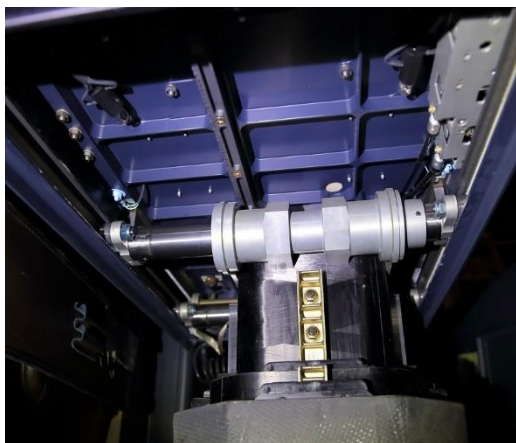


два барабанчика позволяют регулировать поясничный подпор, а нижние три ручки: V — ручное управление перемещением кресла по вертикали, H — перемещение по горизонтали, R — наклон спинки. Эти ручки связаны со стопорами

соответствующего положения кресла и только позволяют разблокировать кресло, а перемещать его надо вручную. В общем, ручки H и V — это запасные, на случай неработающего электропривода. Ручка «Lock-Unlock» управляет стопором плечевых ремне.



Система привязных ремней тут пятиточечная — две половинки поясного ремня, два плечевых, и один — в промежности. Все ремни застёгиваются в один замок.



Расстёгиваются они одновременно — поворотом диска на передней стороне замка на четверть оборота. Плечевые ремни имеют инерционные катушки, которые позволяют небыстро вытягивать эти ремни, но блокируют их быстрое движение. Как уже упоминалось выше, для плечевых ремней существует рукоятка стопорения на боковой поверхности спинки. Застопорённые катушки не позволяют ремням двигаться вообще.

Видны продольные рельсы по бокам платформы, и устройство для поперечного перемещения. В верхней части снимка можно разглядеть лампочки (к ним подходят провода). По одной лампочке расположено в каждом углу снизу кресла. Они подсвечивают пространство вокруг кресла. Не все знают и про АЗСы (автоматы защиты) по питанию электромотора, которые находятся также на нижней поверхности кресла, но спереди. Бывает,



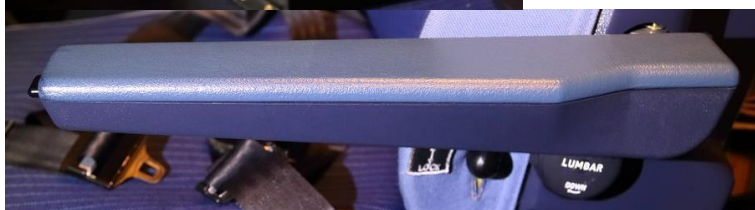
кресло не перемещается электрически при их выбивании. В таком случае дефект, возможно, удастся легко устранить, воткнув их в рабочее положение.

В правой части кадра, ближе к верху, можно увидеть тросики в чёрной оболочке. Они проходят от ручек механического управления креслом по вертикали и по горизонтали. Электропривод кресла питается через кабель, проходящий через основание со стороны борта. Кресло соединяется с бортовой сетью через разъём на нижней поверхности основания, поэтому для отсоединения этого разъёма при снятии кресла приходится лезть в

технический отсек под полом. Подголовник может регулироваться для удобства, проживающего в кресле.



Слева подлокотник, убранный в нишу сбоку кресла. Сзади кресла имеется отсек со спасательными жилетами экипажа.



Эти жилеты имеют оранжевый цвет, в отличие от жёлтых пассажирских. Чтобы спасатели видели, кого надо спасать первыми. Подлокотник со внутренней стороны кресла простой.



Подлокотник со внешней, бортовой стороны кресла немного сложнее. Прежде всего, он шире. Потому что на нём лежит рука, управляющая самолётом через Sidestick.

Также для удобства этот подлокотник может регулироваться не только по наклону вперёд-назад, но и влево-вправо. Для этого у него снизу есть дополнительный барабанчик. Текущее положение регулировок подлокотника показывается на шкалах за прозрачным стеклом. Таким образом, пилоту достаточно один раз подобрать себе удобное положение, и записать эти значения. На другом самолёте он может сразу выставить эти значения, и подлокотник окажется в нужном ему положении. Этот подлокотник также можно поднять вверх до уровня спинки кресла, когда он не нужен.

В кабине экипажа на каждом рабочем месте установлены вентиляторы. Перед лобовыми стеклами установлены светозащитные устройства, которые предназначены для защиты глаз пилотов от прямых солнечных лучей и для выполнения учебных полетов «под шторкой» по приборам.

В пассажирских салонах и буфетах-кухнях установлены: пассажирские кресла; электрохолодильники; буфет; гардероб.

В буфете установлены электрокипятильники, электроплитка, контейнеры с бортовым питанием, контейнер для отходов, сливной бак и электродуховые шкафы (рис. 2).

В кабине экипажа находится гардероб для верхней одежды, места для личных вещей и полетной документации.

На рабочих местах установлены: пепельница закрытого типа; столик для работы с документами; держатели для чашек, ручек и карандашей; места для гарнитуры и хранения небольших личных вещей.

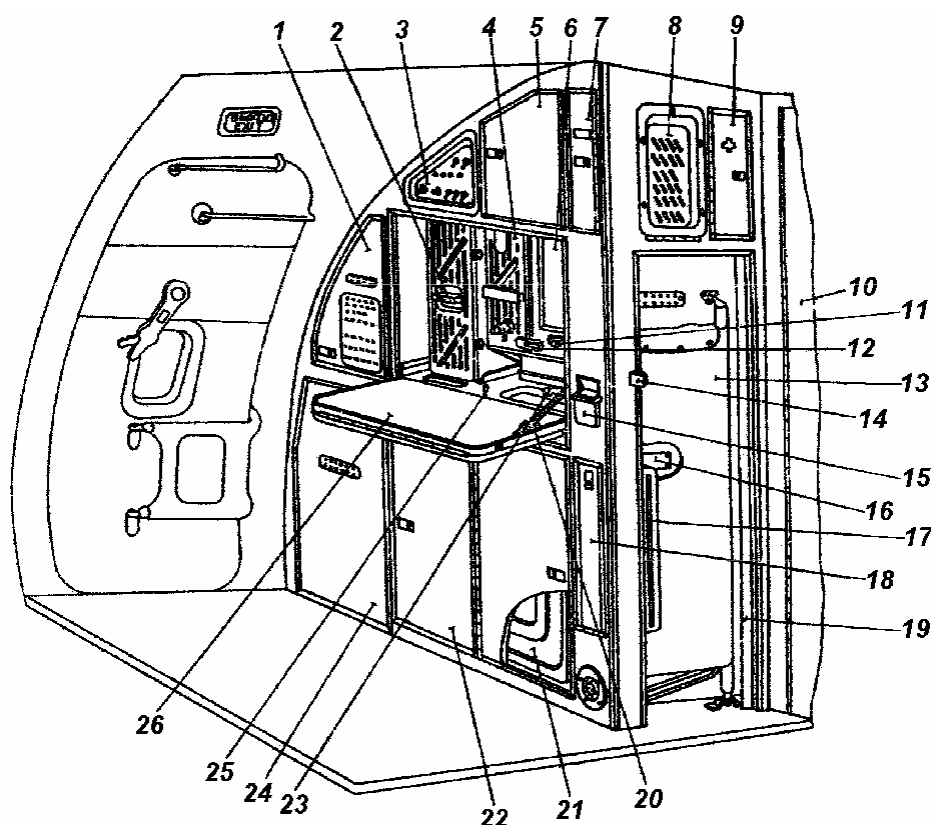


Рис.2. Буфетная стойка:

1, 5 – створка ниши для мегафона; 2 – шкаф электрический духовой; 3, 8 – электрощиток; 4 – кипятильник универсальный; 6 – шкафчик для личных вещей бортпроводников; 7 – створка ниши для телефонной трубки; 9 – створка ниши для аптечки; 10 – дверь кабины экипажа; 11 – открыватель бутылок; 12 – замок фиксации кипятильника; 13 – лестница телескопическая; 14 – фиксатор двери кабины экипажа; 15 – пепельница; 16 – лючок для демонтажа крана- смесителя; 17 – ящик для сухих отходов; 18 – створка ящика для сухих отходов; 19 – портьера; 20 – подкос; 21 – контейнер бортпроводника; 22 – створка термокамеры; 23 – кран-смеситель; 24 – створка надувного трапа; 25 – стол с раковиной мойки; 26 – створки

Электроплитка предназначена для кипячения жидкости, приготовления пищи, разогрева и поддержания ее в горячем состоянии.

Кипятильники предназначены для кипячения и подогрева воды, а также сохранения ее в горячем состоянии при выключенном подогреве. Режим работы кипятильников – длительный.

Шкаф электродуховой предназначен для разогрева в восьми однопорционных сотейниках консервированных продуктов или свежемороженых блюд, входящих в рацион питания.

Холодильник предназначен для хранения пищевых продуктов на стоянке и в полете.



§ 2. Удаление отходов.

Для сбора отходов используются умывальник, унитаз, контейнер и сливной бак в буфете (рис. 3).

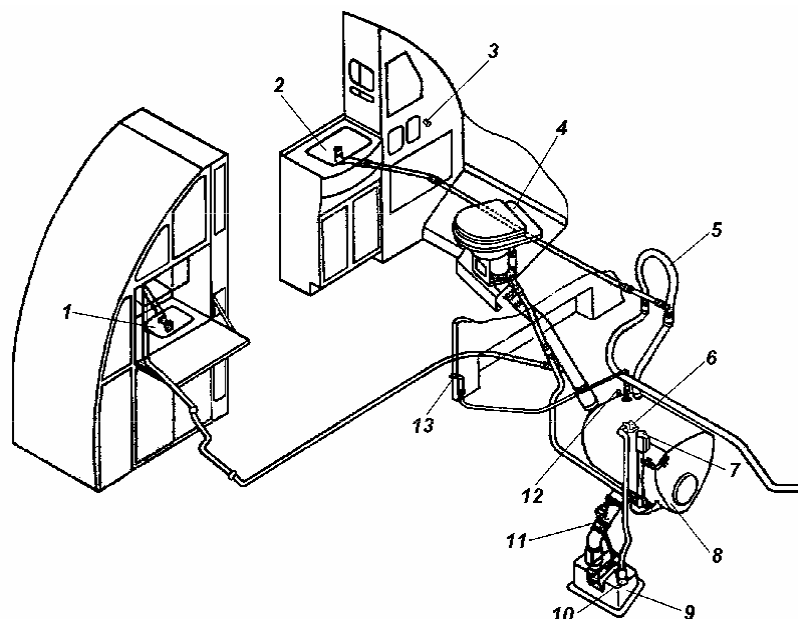
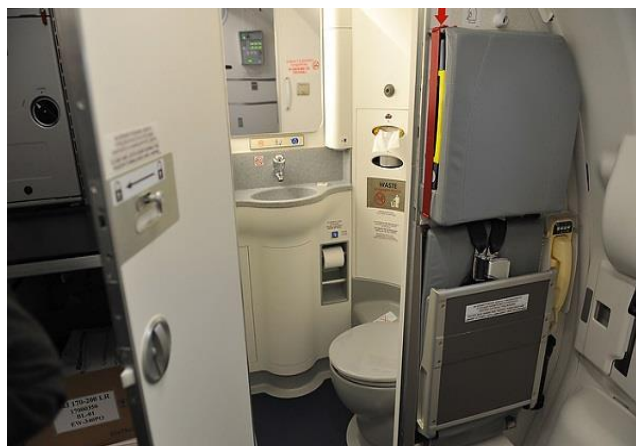


Рис. 15.3. Система удаления отходов санузла и буфета-кухни:

1 – раковина мойки; 2 – раковина; 3 – кнопка смыва унитаза; 4 – унитаз; 5 – трубопровод вытяжной вентиляции; 6 – бак сливной; 7 – насос промывки унитаза; 8 – клапан обратной промывочной магистрали; 9 – панель сливная; 10 – штуцер промывочный; 11 – клапан сливной; 12 – кран-сигнализатор; 13 – ручка проверки крана-сигнализатора

Местоположение и количество кабинок в разных самолетах различное. В «Боинг-747» 11 туалетов: по 2 в конце и начале салона самолета, 3 – на второй палубе и 4 в середине салона. Самолеты А-320, Як-42, Ту-154, «Боинг-737» оборудованы тремя туалетами: 1 при входе и 2 в хвосте. «Боинг 767» оборудован 5 туалетами: 1 в начале бизнес-класса, 2 между эконом- и бизнес-классом, 2 в середине экономкласса. Но как правило, расположение туалетных кабинок в самолетах разное и зависит от типа, года выпуска и планировки самолета. В унитазе применена рециркуляционная система промывки, при которой не требуется вода для смыва нечистот. Из чашки унитаза нечистоты поступают в бак, смешиваясь со специальной жидкостью и подвергаясь химической обработке, которая заключается в дезинфекции нечистот, уничтожении запаха, растворении и размельчении твердых частиц, после чего чашка унитаза промывается химически обработанной и отфильтрованной смесью.

в А-320 отходы поступают в специальный бак на 170 литров, а вот в Ту-154М картинка немного другая.



В А-320 отбросы удаляются из унитаза с помощью вакуума. То есть они просто засасываются в бак. Бак Ту-154 оснащен фильтром, задерживающим крупные частицы. Остальное используется для смыва. В течении полета концентрация нечисти в воде постоянно увеличивается. Что бы данная субстанция не зловонила на весь салон в нее добавляют химические вещества, а точнее маленькие мешочки с ними, которые кидают прямо в унитаз. Запах и принцип действия веществ такой же как и в биотуалетах. Boeing-737 Classic ничем не отличается и фекалии беспощадно гоняются по кругу в течении всего полета. Жидкость надо заправлять перед каждым взлетом, что и делается в обязательном порядке. Во всей этой системе есть проблема — человеческий фактор. Кто-то может уронить крупную вещьцу в унитаз и тогда у техников возникает серьезная задача. Если это косметичка или крышка чайника, то самолет может быть выведен из строя на длительный срок! Здесь не та сантехника, с которой можно разобраться за несколько минут. К трубам в самолете очень сложно подобраться.



Ту-154М. Панели обслуживания в аэропорте.

Как только самолет прилетает на место назначения к нему сразу же подъезжает машина с огромным гофрированным шлангом.



Boeing-737

§ 3. Водоснабжение.

Система водоснабжения и удаления отходов предназначена для обеспечения питьевой водой, подачи ее к умывальникам, сбора и удаления отходов. Системы водоснабжения бывают централизованного и автономного типа. В системах автономного типа каждый умывальник и буфет-кухня снабжены индивидуальной системой водоснабжения (рис. 4). Баки с водой для умывания размещены в туалетах. Вода из баков по трубопроводам поступает к кранам умывальников с клавишами нажимного типа. В системах централизованного типа имеется общий запас воды в едином баке, из которого она подается ко всем потребителям. После заправки бака в нем создается давление наддува воздушными компрессорами. Компрессоры включаются и выключаются сигнализатором давления. Вода к кранам буфетов и туалетов может подаваться холодной или горячей. Нагрев воды осуществляется подогревателем до температуры 48 С. Использованная вода, как правило, сливается за борт через гидрозатвор и сливной насадок.

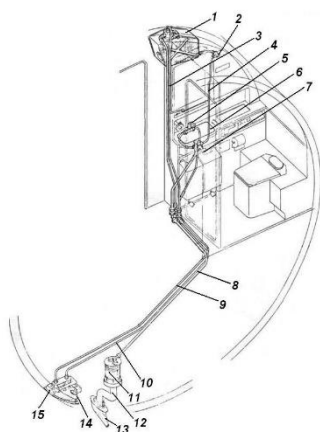


Рис. 4. Система водоснабжения туалета автономного типа:

1 – водяной бак; 2 – запорный кран; 3 – дренажный трубопровод; 4 – расходный трубопровод; 5 – кран-смеситель; 6 – раковина умывальника; 7 – сливной кран; 8 – сливной трубопровод; 9 – заправочный трубопровод; 10 – контрольный трубопровод; 11 – гидрозатвор; 12 – чехол обогрева; 13 – сливной насадок; 14 – панель контроля обогрева сливного осадка; 15 – водозаправочная панель

Инструкция по дезинфекции и очистке централизованных систем водоснабжения самолетов и средств их заправки (распространяется на самолеты ил-86)

Централизованные системы водоснабжения самолетов Ил-86 рассчитаны на обеспечение пассажиров и членов экипажа питьевой водой и потому должны находиться под строгим санитарным контролем, и их эксплуатация должна быть обусловлена соблюдением определенных санитарно-гигиенических правил.

Сохранение качества питьевой воды в системе водоснабжения самолета предполагает, что на всех этапах, которые проходит вода от источника водоснабжения до самолетной системы, соблюдаются необходимые санитарно-гигиенические условия, гарантирующие ее качество в соответствии с требованиями ГОСТ 2874-73.

Таковыми этапами являются: водопроводная система аэропорта, пункт раздачи питьевой воды, водозаправочная автомашина и система водоснабжения самолета.

На любом из этих этапов, если нарушаются санитарно-гигиенические условия, может произойти загрязнение воды, отчего будут нарушены ее питьевые качества.

Во избежание возможных случайных загрязнений питьевой воды предпринимается ряд профилактических и дезинфекционных мероприятий и меры санитарного контроля.

1. Пункт раздачи питьевой воды аэропорта

1.1. К пункту раздачи должна быть подведена вода из общей водопроводной сети аэропорта, содержащей воду, соответствующую требованиям ГОСТ 2874-73.

1.2. Для подогрева воды в зимнее время года в пункте раздачи предусматриваются специальные водоподогреватели.

1.3. Пункты раздачи воды должны быть оборудованы в отдельных помещениях и иметь выведенный наружу трубопровод для заправки водозаправочных автомашин, специально предназначенных для заправки самолетов с централизованной системой водоснабжения.

1.4. Категорически запрещается использовать воду из пункта раздачи для других надобностей и заправлять другие водозаправочные средства.

1.5. Выведенный наружу трубопровод должен быть помещен в железный ящик, запирающийся на замок, и должен иметь плотную крышку, закрывающую отверстие трубопровода.

1.6. На трубопроводе должен быть расположен специальный кран для отбора проб воды для анализа.

1.7. В железном ящике должен храниться водозаправочный шланг, предназначенный для заправки приемной емкости водозаправочной автомашины. Наконечник шланга должен быть зачехлен.

1.8. Перед каждой заправкой водозаправочной автомашины шланг должен быть промыт питьевой водой из пункта раздачи.

1.9. При заправке водой водозаправочной автомашины ее приемный штуцер перед присоединением шланга должен быть ополоснут водой из шланга пункта раздачи.

2. Водозаправочная автомашина

2.1. Водозаправочная автомашина при введении ее в эксплуатацию, а также после ее ремонта

должна подвергаться следующей обработке и дезинфекции:

- приемная емкость автомашины очищается щетками, смоченными раствором гипохлорита кальция или хлорной извести с концентрацией активного хлора 200 мг/л до удаления всех загрязнений;

- после этого емкость промывается питьевой водой из раздаточного пункта;

- после промывки емкость полностью заполняется водой с навеской гипохлорита кальция или хлорной извести, обеспечивающей в растворе концентрацию активного хлора 75 - 100 мг/л;

- раствор выдерживается в емкости в течение 6 часов, после чего сливается и емкость 2 - 3 раза промывается чистой питьевой водой.

2.2. Указанные в п. 2.1 мероприятия проводятся также и в период эксплуатации водозаправочной автомашины не реже 1 раза в месяц.

2.3. Если вода не отвечает требованиям ГОСТ 2874-73, то водозаправочная автомашина подвергается очистке и дезинфекции в соответствии с п. 2.1.

2.4. Присоединительный шланг, предназначенный для заправки системы водоснабжения самолета, должен храниться на водозаправочной автомашине в чехле, предохраняющем его от загрязнения.

2.5. Присоединительный шланг перед заправкой системы водоснабжения самолета должен быть промыт питьевой водой и перед присоединением его к штуцеру водозаправки самолета последний должен быть ополоснут водой из шланга водозаправочной автомашины.

3. Система водоснабжения самолета

3.1. При вводе в эксплуатацию нового самолета, после его капитального ремонта или замены агрегатов (подогревателей воды, кранов-смесителей и др.), а также при периодических регламентных работах (форма 1 и выше) система подвергается очистке.

3.2. Очистка системы водоснабжения самолета производится путем 2 - 3-кратного промывания горячей водой с температурой не более 50 град. С, со спуском ее через все водоразборные краны (в туалетах, буфетах и др.) при наличии давления в системе.

3.3. Качество промывки контролируется бактериологическим анализом воды, и если он отрицательный, то водосистема подвергается дезинфекции.

3.4. Дезинфекция системы водоснабжения самолета производится путем заполнения ее водой из водозаправочной автомашины, содержащей навеску гипохлорита кальция или хлорной извести, обеспечивающих в растворе концентрацию активного хлора 74 - 100 мг/л с экспозицией не менее 6 часов.

3.5. После заполнения системы раствором необходимо подать в систему давление и спустить немного воды через все водоразборные краны, чтобы убедиться в полном заполнении всей системы дезраствором.

3.6. После 6-часовой экспозиции вода с раствором подлежит сливу из водосистемы, а последняя подвергается 2 - 3-кратной промывке чистой питьевой водой.

4. Санитарный контроль за качеством воды

4.1. Водопроводная система аэропорта

4.1.1. Пробы воды для лабораторного анализа (химического и бактериологического) отбираются в соответствии с порядком, установленным для данного источника водоснабжения.

4.1.2. Методы бактериологического анализа используются в соответствии с требованиями ГОСТ 18963-73 "Вода питьевая. Методы санитарно-бактериологического анализа".

4.1.3. Методы определения остаточного активного хлора должны соответствовать требованиям ГОСТ 18190-72 "Вода питьевая. Методы определения остаточного активного хлора".

4.2. Пункт раздачи питьевой воды

4.2.1. Пробы воды для бактериологического анализа отбираются еженедельно.

4.2.2. Проба воды отбирается из специально предназначенного для этой цели крана на заправочном трубопроводе.

4.3. Водозаправочная автомашина

4.3.1. Проба воды для бактериологического анализа отбирается еженедельно (2 пробы одновременно).

4.3.2. Проба воды для бактериологического анализа отбирается из шланга приемной емкости водозаправочной автомашины после каждой ее очистки и дезинфекции.

4.4. Система водоснабжения самолета

4.4.1. Проба воды для бактериологического анализа отбирается еженедельно (2 пробы одновременно).

4.4.2. Пробы воды отбираются из водоразборных кранов одного переднего и одного заднего туалетов и из крана в буфете-кухне. Перед взятием пробы воды водоразборные краны протираются спиртом.

4.4.3. После каждой очистки и дезинфекции системы водоснабжения самолета отбираются пробы воды для бактериологического анализа из тех же кранов, как указано в п. 4.4.2.

5. Дезинфекция системы водоснабжения самолета

по эпидемиологическим показаниям

5.1. Дезинфекция системы водоснабжения самолетов, прибывающих из зарубежных стран, производится по указанию санитарной службы в соответствии с эпидемиологическими показаниями.

6. Требования к персоналу, обслуживающему заправку

систем водоснабжения самолетов питьевой водой

6.1. Обслуживание пункта раздачи питьевой воды, заправка водой водозаправочных автомашин, заправка водой систем водоснабжения самолетов, а также производство очистных и дезинфекционных работ возлагается на техника-оператора, имеющего специальную подготовку и отвечающего по состоянию своего здоровья требованиям, предъявляемым к категории работников пищевых предприятий.

6.2. Работа техника-оператора на всех этапах соприкосновения с заправляемой питьевой водой должна производиться в чистой спецодежде.

6.3. Осуществление санитарного контроля за качеством питьевой воды возлагается на санитарную службу аэропорта.

6.4. Слив воды из сливного бака водозаправочной автомашины и из системы водоснабжения самолета возлагается соответственно на водителя автомашины и техника АТБ.

Инструкция предназначена для работников АТБ, техников-операторов раздаточных пунктов питьевой воды, водителей водозаправочных автомашин и работников санитарной службы.

III. Заключительная часть

Преподаватель напоминает тему, учебные цели и вопросы занятия отмечает положительные отрицательные моменты при проведении занятия отвечает на вопросы, объявляет оценки, поясняет порядок подготовки к следующему занятию.

Литература.

12. Корнеев, В.М. Конструкция и основы эксплуатации летательных аппаратов : конспект лекций / В.М. Корнеев. – Ульяновск: УВАУ ГА(и), 2009. – 130 с.
13. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов: Учебник для студентов авиационных специальностей вузов. - 3-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 2005. – 406с. (6.1.2)

Лекция №11

Тема: «Вибрации и аэроупругость самолета».

- § 1. Вибрации частей самолета.
- § 2. Определение и разновидности флаттера
- § 3. Бафтинг.
- § 4. Автоколебания колес шасси типа «шимми».
- § 5. Дивергенция и Реверс рулевой поверхности.

Цель занятия: Лекции составляют основу теоретического обучения и должны давать систематизированные основы научных знаний по дисциплине, раскрывать состояние и перспективы развития соответствующей области науки и техники, концентрировать внимание обучающихся на наиболее сложных и узловых вопросах, стимулировать их активную познавательную деятельность и способствовать формированию творческого мышления. Ведущим методом в лекции выступает устное изложение учебного материала, сопровождающееся демонстрацией видео и кинофильмов, схем, плакатов, показом моделей, приборов и макетов, использованием электронно-вычислительной техники.

I. Вводная часть: Отобразить тему и учебные вопросы на доске, объявить цель, указать на актуальность данного занятия, довести порядок проведения занятия

II. Основная часть:

§ 1. Вибрации частей самолета.

Конструкция планера самолета, взаимодействуя с окружающей средой, может входить в режимы упругих периодических колебаний различных видов. Встречающиеся в процессе эксплуатации самолета упругие периодические колебания его частей могут быть сведены в группы:

1. *Собственные (свободные) колебания* – периодические упругие колебания элементов конструкции или всего планера самолета, возникающие после внешнего однократного толчка и протекающие в изолированной системе. В этом случае характер колебаний определяется только внутренним строением системы, зависящим от ее массы, характеристик демпфирования и упругости. Энергия для протекания собственных колебаний поступает в систему от

начального толчка, после чего система остается изолированной и никаких внешних силовых воздействий не испытывает. Колебания носят затухающий характер (рис. 1).

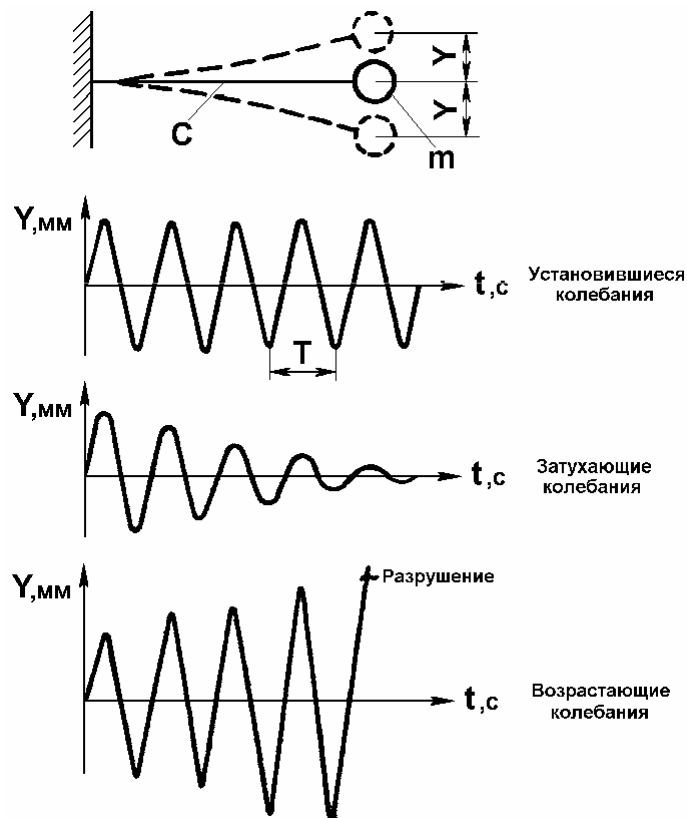


Рис. 1. Схема колебаний системы с одной степенью свободы.

1. *Вынужденные колебания* – периодические колебания элементов конструкции или частей самолета, возникающие под воздействием внешней периодической силы и поддерживаемые ею. Периодичность этих колебаний определяется частотой изменения возбуждающей силы. Энергия для вынужденных колебаний поступает от действия возбуждающей внешней периодической силы. Характер колебаний определяется как внешней силой, так и физическими параметрами самой системы.

Переменные нагрузки вызывают колебания элементов конструкции самолета с частотами, равными частотам возбуждающих переменных сил. Наиболее опасным является случай, когда частоты сил, возбуждающих колебания, оказываются близкими или равными частотам собственных колебаний конструкции или ее элементов. Возникающие при этом резонансные колебания характеризуются резким увеличением их амплитуд, что может привести к разрушению конструкции. Для устранения возможности возникновения резонанса стараются так выполнить конструкцию и ее элементы,

чтобы частоты их собственных колебаний были далеки от частот возбуждающих сил.

К источникам переменных нагрузок относятся:

- возмущения обтекающего самолет воздушного потока вследствие турбулентности атмосферы;
- возмущения потока, возбуждаемые самим летящим самолетом и действующие на него;
- вибрации, создаваемые двигателями.

Основными видами вынужденных колебаний частей конструкции современного самолета являются колебания, вызванные переменностью аэродинамических сил, действующих на самолет. Турбулентность атмосферы, а также вихревые следы, оставляемые другими самолетами, могут быть мощными возбудителями вынужденных колебаний конструкции самолета. Вихри, сбегаящие с крыла и винтов, могут воздействовать на хвостовую часть фюзеляжа и оперение, вызывая их колебания. Наибольшую опасность представляют вибрации от переменных аэродинамических сил, возникающих в результате срывов потока с расположенных впереди частей, получившие название **бафтинга**. Срыв потока может происходить с крыла, особенно на больших углах атаки самолета, а также с любой другой поверхности, находящейся в потоке воздуха: с фонарей кабин, заливов, оперения, пилонов и гондол двигателей, антенн и т.д.

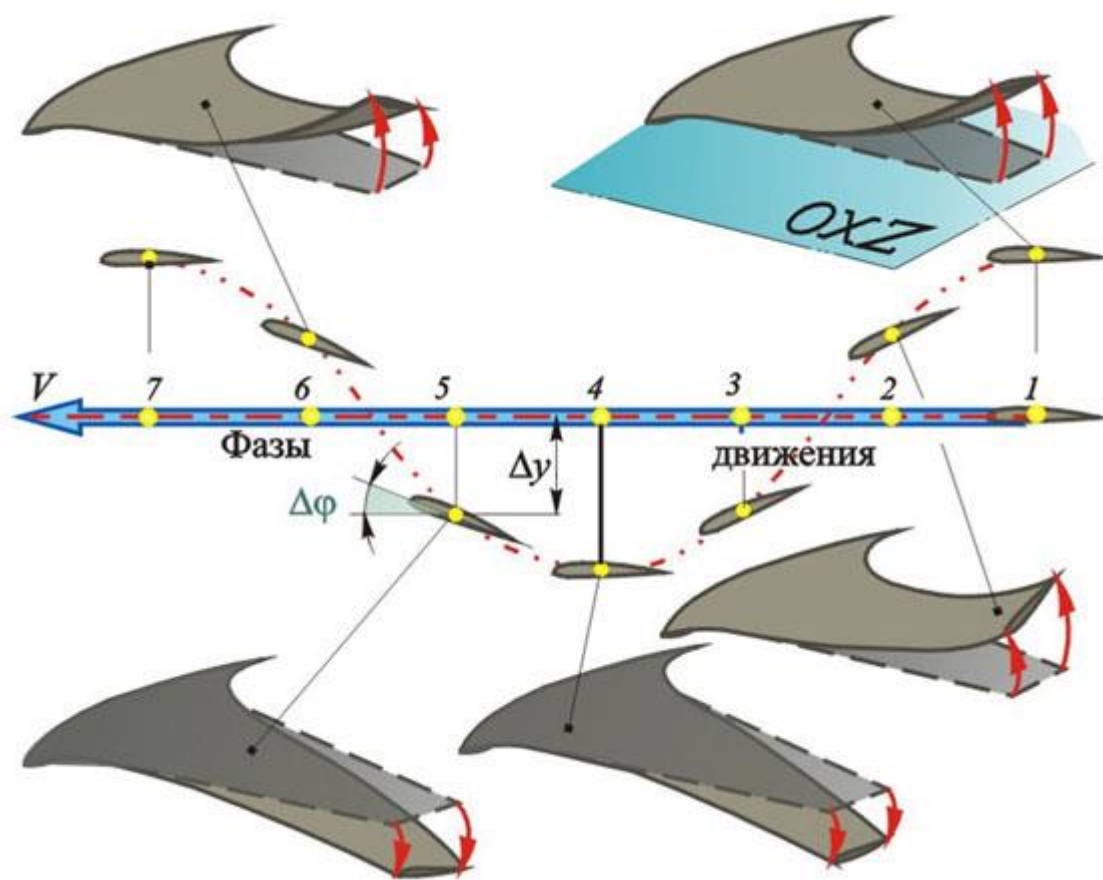
§ 2. Определение и разновидности флаттера.

Флаттер можно определить как динамическую неустойчивость конструкции в потоке воздуха. Возникает флаттер в результате взаимодействия аэродинамических, упругих и инерционных сил. Флаттеру могут быть подвержены крыло и оперение.

Флаттер – это самовозбуждающиеся незатухающие колебания частей конструкции, происходящие под действием аэродинамических сил, которые возникают при колебаниях и исчезают в отсутствии колебаний.

Флаттер крыла может возникнуть под воздействием какой-либо силы (отклонение элерона, порыв ветра), вызвавшей отклонение крыла за счет его изгиба из исходного (нейтрального) положения l (из плоскости OXZ), например, вверх. Стремясь под действием сил упругости вернуться в исходное положение, крыло начнет двигаться вниз (2) не плоскопараллельно, но с закручиванием из-

за несовпадения положений центра давления (в котором приложена подъемная сила) и центра масс (в котором приложены инерционные и массовые силы) с центром жесткости (относительно которого происходит закручивание крыла). Проскочив по инерции нейтральное положение, крыло отклонится вниз (3, 4), и картина повторится с изменением знаков всех сил и моментов. Фазы этого движения и соответствующие им изгибно-крутильные (Δy - изгибные и $\Delta \phi$ - крутильные) деформации крыла за один цикл колебаний относительно исходного положения (плоскости Oxz) проиллюстрированы.



Флаттер – весьма скоротечное и опасное явление, которое обычно заканчивается разрушением самолета. Известно много различных форм флаттера, которые определяются возможными сочетаниями деформаций конструкции во время колебаний.

Наибольшую практическую значимость представляют следующие:

- изгибно-крутильный флаттер крыла (оперения), характеризующийся изгибом и закручиванием крыла (оперения);

- изгибно-элеронный флаттер крыла, сопровождающийся изгибом крыла и отклонением элерона;
- изгибно-рулевой флаттер горизонтального оперения, характеризующийся изгибом фюзеляжа и симметричным отклонением рулей высоты.

Флаттер наступает при определенной скорости полета, которую называют критической скоростью флаттера. Для каждой формы флаттера существует своя критическая скорость. У большинства самолетов она на 25–30 % превышает максимально возможную скорость полета, для того чтобы полностью исключалась возможность возникновения флаттера.

Изгибно-крутильный флаттер крыла. Крыло может совершать колебания двух основных видов: изгибные и крутильные. Однако вследствие несовпадения линий центров тяжести с линиями центров жесткости сечений чисто изгибные или чисто крутильные колебания крыла практически невозможны. Вне зависимости от того, каков начальный импульс – изгибный или крутильный, колебания всегда совместны – изгибно-крутильные.

Рассмотрим упрощенную картину развития изгибно-крутильного флаттера крыла (рис.2). Предположим, что под действием какого-нибудь возмущения крыло прогнулось вверх, а затем это возмущение исчезло.

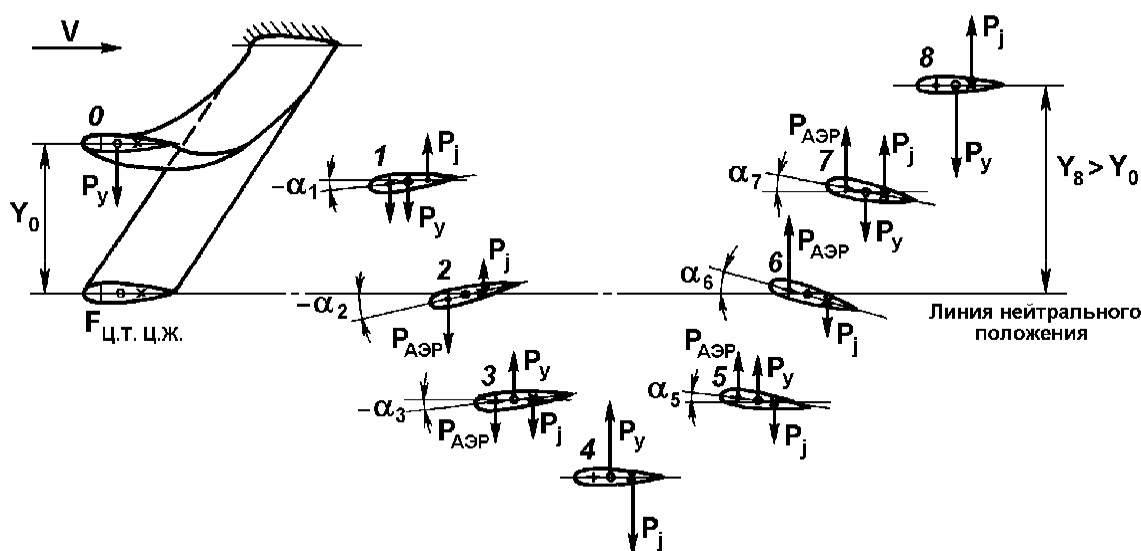


Рис.2. Схема развития изгибно-крутильного флаттера крыла

Каждое сечение крыла характеризуется:

- положением центра тяжести, где приложена сила тяжести;
- положением центра жесткости, где приложена сила упругости;

- положением центра давления, где приложены приращения аэродинамических сил, действующих на крыло.

При отклонении крыла от нейтрального положения на него будет действовать сила упругости, стремящаяся вернуть крыло в нейтральное положение. Под действием этой силы крыло, отогнутое вверх, начинает двигаться вниз, а возникшая в начале движения сила инерции, приложенная в центре тяжести, будет закручивать крыло на пикирование относительно его центра жесткости.

Это изменение угла атаки вызовет дополнительную аэродинамическую силу, направленную вниз и приложенную в центре давления крыла, которая будет способствовать движению крыла вниз и его дальнейшему закручиванию. Благодаря этому в момент, когда крыло достигнет нейтрального положения и сила упругости станет равной нулю, крыло продолжит свое движение, а угол его закручивания будет максимальным отрицательным. Крыло, пройдя нейтральное положение, будет продолжать двигаться вниз. Возникшая сила упругости начнет замедлять скорость движения крыла вниз, а сила инерции – уменьшать закрутку крыла, уменьшая отрицательный угол атаки. С уменьшением угла атаки крыла будет уменьшаться дополнительная аэродинамическая сила и замедляться движение крыла вниз. В зависимости от величины закручивания крыла и дополнительной аэродинамической силы прогиб крыла вниз может оказаться больше, чем его начальный отгиб вверх. При дальнейшем движении крыла вверх картина действия сил повторится, но величина отклонения крыла вверх будет уже большей. Это вызовет увеличение силы упругости, а следовательно, и скорости возвращения крыла к нейтральному положению. В свою очередь последнее вызовет увеличение инерционной силы, закручивающей крыло на этапе его колебаний, и соответственное увеличение дополнительной аэродинамической силы. Амплитуда изгибных колебаний крыла и его закручивание будут возрастать и приведут к быстрому разрушению конструкции крыла.

При этих колебаниях возникают, конечно, и демпфирующие силы, тормозящие развитие колебаний.

До тех пор, пока работа демпфирующих сил, величина которых примерно пропорциональна скорости полета, больше работы возбуждающих колебания дополнительных аэродинамических сил, пропорциональных квадрату скорости полета, возникшие колебания будут затухать.

При скорости, равной критической скорости флаттера, работа возбуждающих колебания сил оказывается равной работе демпфирующих колебания сил. При скорости полета большей критической возникает флаттер

С увеличением жесткости крыла критическая скорость изгибно-крутильного флаттера возрастает. Даже незначительное смещение центра тяжести вперед приводит к заметному увеличению критической скорости флаттера.

Смещения центра тяжести вперед можно достичь конструктивными мерами, в частности облегчением конструкции хвостовой части крыла или установкой в носовой части крыла специальных противофлаттерных грузов – балансиров.

Большое влияние на критическую скорость флаттера оказывают агрегаты и грузы, размещенные на крыле. Например, двигатели, вынесенные вперед, подобно балансирам увеличивают критическую скорость флаттера. Топливо, размещенное в отсеках крыла, также влияет на критическую скорость флаттера.

Изгибно-элеронный флаттер крыла. Изгибно-элеронным флаттером крыла называют такую форму колебаний, при которой имеют место изгиб крыла и отклонение элерона. Кручение крыла при этом предполагается настолько малым, что им можно пренебречь. Рассмотрим физическую картину этого вида флаттера (рис.3).

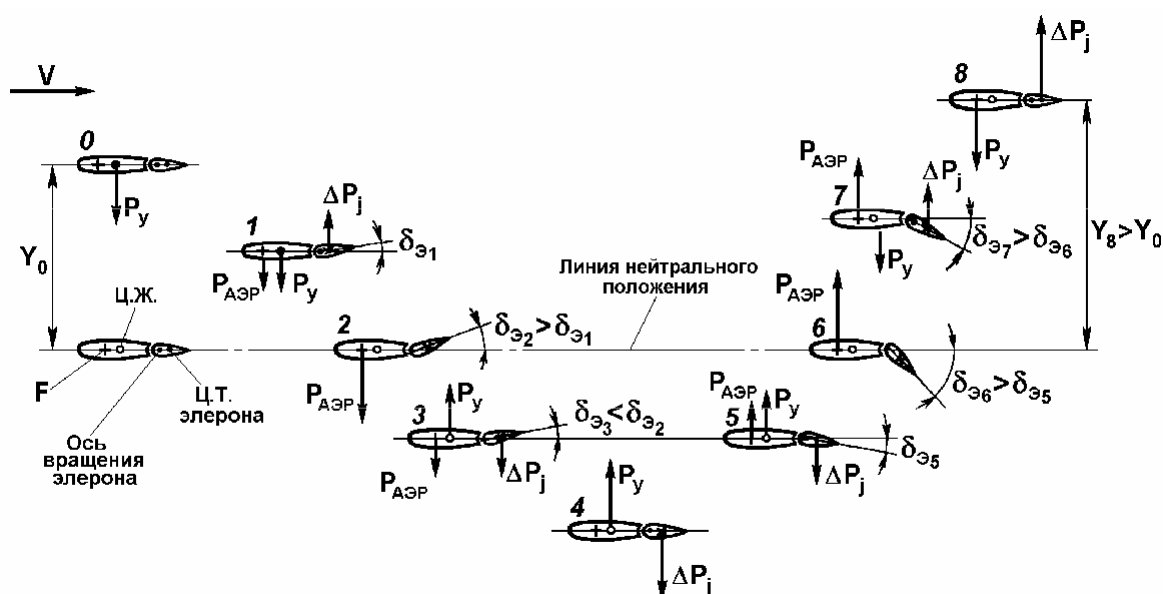


Рис.3. Схема развития изгибно-элеронного флаттера крыла

Будем считать, что на крыле расположен несбалансированный элерон, у которого центр тяжести расположен позади оси вращения. Предположим, что

возможно произвольное отклонение элерона при неподвижном («зажатом») штурвале за счет упругости проводки управления и люфтов.

Пусть, как и в случае изгибно-крутильного флаттера, крыло под действием какого-то возмущения прогнулось вверх, а затем это возмущение исчезло, и крыло было предоставлено само себе. Под действием силы упругости конструкции крыла оно начнет двигаться к нейтральному положению вниз. Вследствие действия силы инерции элерона он отклонится вверх. Это вызовет появление дополнительной аэродинамической силы, приложенной в фокусе крыла и направленной вниз. Ее величина пропорциональна отклонению элерона. Эта сила заставит крыло пройти нейтральное положение и отклониться вниз. Сила упругости будет препятствовать этому движению и тормозить его. Возникшая при этом сила инерции начнет уменьшать отклонение элерона, так что в крайнем нижнем положении крыла элерон окажется в нейтральном положении.

Под действием силы упругости крыло начнет отклоняться вверх, а сила инерции будет отклонять элерон вниз. Появится аэродинамическая сила, направленная вверх, и картина развития флаттера повторится.

Как и в случае изгибно-крутильного флаттера, возбуждающей является аэродинамическая сила. Если скорость полета превысит критическую, когда работа возбуждающей аэродинамической силы окажется больше работы сил, демпфирующих колебания, колебания начнут возрастать и могут привести к разрушению крыла. Эта скорость называется критической скоростью изгибно-элеронного флаттера.

Основные меры, направленные на повышение критической скорости изгибно-элеронного флаттера, сводятся к весовой балансировке элеронов, увеличению жесткости проводки управления и устранению люфтов в ней.

При весовой балансировке центр тяжести элерона совмещают с осью вращения или добиваются, чтобы он находился впереди оси вращения. В соответствии с этим говорят о 100-процентной весовой балансировке или перебалансировке элеронов. Достигается балансировка с помощью грузов (балансиров), устанавливаемых перед осью вращения элерона. Флаттер оперения. Горизонтальное оперение – поверхность, подобная крылу. Поэтому основные виды флаттера оперения имеют такую же природу, как и рассмотренные выше изгибно-крутильная и изгибно-элеронная формы флаттера крыла. Однако форм колебаний у оперения значительно больше, т.к. к собственным деформациям оперения добавляются еще изгиб и кручение

фюзеляжа. Основными средствами повышения критической скорости флаттера оперения являются увеличение жесткости оперения и фюзеляжа, а также весовая балансировка стабилизатора и рулей.

§ 3. Бафтинг.

Бафтинг представляет собой колебания элементов конструкции, обусловленные быстро изменяющимися аэродинамическими силами, вызванными срывным обтеканием впереди лежащих частей самолета. Срыв потока может происходить с крыла при полете на больших углах атаки (рис.4). Срыв потока может наступать на околозвуковых скоростях полета вследствие образования ударной волны и отрыва пограничного слоя с поверхности крыла. Это так называемый скоростной бафтинг. Наиболее часто встречается бафтинг хвостового оперения. Спектр частот пульсирующих нагрузок, действующих на оперение, находящееся в вихревом потоке за крылом, весьма широк, и, следовательно, колебания могут возникнуть на частоте, близкой к частоте собственных колебаний конструкции (резонанс).

Под воздействием срыва потока с крыла может возникнуть, например, бафтинг горизонтального оперения. При этом оперение начинает вибрировать, и амплитуды его колебаний быстро нарастают. Разрушение конструкции при бафтинге может происходить по истечении некоторого времени

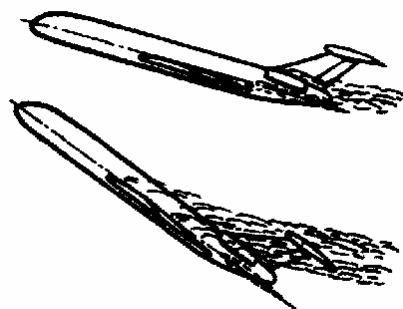


Рис. 4. Затенение хвостового оперения спутной струей крыла

вследствие явления усталости, а может происходить очень быстро (если энергия возбуждающих сил велика). Кроме того, затенение хвостового оперения приводит к потере эффективности руля высоты, что сказывается на управлении самолетом. Так как основной причиной бафтинга являются срывы потока при обтекании отдельных частей самолета, то борьба с ним ведется, главным образом, путем улучшения аэродинамической компоновки самолета.

Положительные результаты достигаются за счет выноса горизонтального оперения из зоны спутной струи или повышения изгибной жесткости оперения и фюзеляжа. В ряде случаев полностью устранить бафтинг практически не удастся. Поэтому для таких самолетов вводят ограничения на некоторых режимах полета.

Вследствие срыва потока за плохо обтекаемыми элементами образуется аэродинамический след, который при попадании на другие части самолета вызывает на них пульсацию давления, что приводит к вибрации этих частей. Амплитуды вибраций имеют «пики», соответствующие частотам собственных колебаний конструкции (резонанс). В зависимости от интенсивности колебаний различают легкий, средний и тяжелый бафтинг. Легкий бафтинг не препятствует нормальной эксплуатации самолета. Средний бафтинг затрудняет пилотирование, ухудшает комфорт экипажа и пассажиров, значительно снижает ресурс конструкции. Тяжелый бафтинг исключает возможность пилотирования и приводит к быстрому разрушению конструкции. Часто срыв потока наступает на трансзвуковых скоростях полета вследствие образования на крыле скачков уплотнения и отрыва пограничного слоя. Это так называемый скоростной бафтинг, который может отличаться высокой интенсивностью. Так как основной причиной бафтинга являются срывы потока при обтекании отдельных частей, то борьба с ним ведется, главным образом, путем улучшения аэродинамики самолета: выступающим в поток элементам конструкции (антенны, пилоны и т.п.) придаются хорошо обтекаемые формы, выполняется плавное сопряжение с фюзеляжем крыла и оперения. В случае бафтинга хвостового оперения хорошие результаты дает вынос горизонтального оперения из спутной струи за крылом. Иногда интенсивность бафтинга снижается увеличением жесткости оперения и фюзеляжа.

Для предотвращения бафтинга оперения необходимо:

- 1) устранить причины, вызывающие срыв потока;
- 2) вывести оперение из завихренной зоны;
- 3) увеличить общую жесткость конструкции.

Борьба с бафтингом ведется главным образом путем выполнения первых двух требований. Для устранения срыва потока тщательно выполняются сопряжения фюзеляжа с крылом и различными надстройками, сопряжения гондол двигателей с крылом и т.п. При выборе расположения оперения необходимо выносить его из завихренной зоны. Увеличение общей жесткости

фюзеляжа и оперения приводит к увеличению массы и применяется в редких случаях.

§ 4. Автоколебания колес шасси типа «шимми».

«Шимми» – самовозбуждающиеся колебания носовой стойки шасси, которые могут возникнуть на определенной скорости движения самолета во время разбега или пробега. Эти колебания вызывают интенсивные вибрации носовой опоры и могут привести к ее разрушению. Рассмотрим кинематическую картину «шимми». Во время движения носовая стойка может поворачиваться, пневматик – получать боковую деформацию сдвига и закручиваться (рис.5). Смещение отсчитывается от центра контактной площадки до срединной плоскости диска колеса. Угол закручивания пневматика равен углу между продольной осью симметрии контактной площадки и плоскостью колеса.

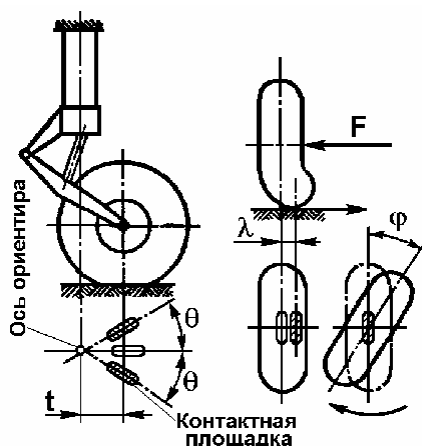


Рис. 5. Основные параметры «шимми»

Наличие отмеченных трех степеней свободы и обуславливает характер колебаний. Особенность этих колебаний в том, что они имеют совместный изгибно-крутильный характер. Если катящееся колесо, например, получило боковую деформацию, то в следующий момент времени оно повернется на определенный угол. Для выяснения сущности явления рассмотрим перемещение точек, расположенных на беговой дорожке в плоскости симметрии колеса при его движении по грунту (рис.6). При боковой деформации колеса точка А, лежащая в контактной поверхности сместится на определенную величину от плоскости симметрии, а точка В, лежащая выше контакта с грунтом,

на меньшую величину. Следовательно, после того, как колесо совершит поворот, при котором точка колеса В войдет в контакт с грунтом, контактная поверхность повернется на некоторый угол, а затем и колесо повернется на этот же угол.

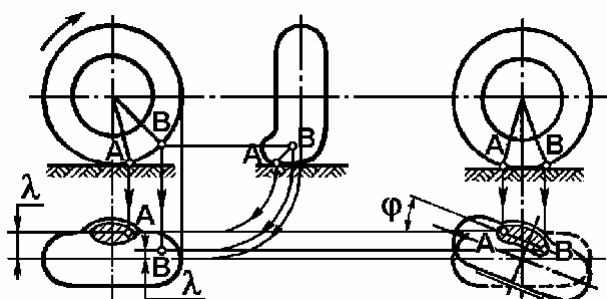


Рис. 6. Начало развития «шимми»

Если начальный импульс вызвал поворот колеса на определенный угол (рис. 7), то в следующий момент контактная площадка сойдет с прямой, по которой движется ось стойки. При этом за счет сил сцепления колеса с поверхностью грунта начнет накапливаться изгибная (боковая) деформация пневматика. С увеличением боковой деформации поворот колеса постепенно уменьшается и при достижении максимальной боковой деформации становится равным нулю. При дальнейшем движении угол поворота колеса возрастает, а боковая деформация уменьшается. Таким образом, колесо совершает колебательное движение, катясь по траектории переменной кривизны. Если энергия, подводимая к стойке, больше энергии демпфирования, то амплитуда колебаний возрастает.

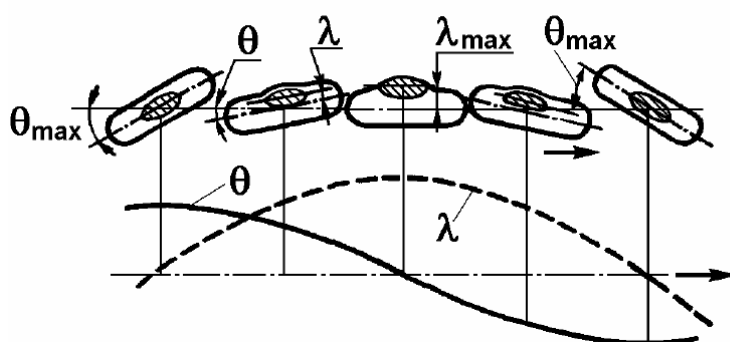


Рис. 7. Развитие колебаний «шимми»

Критическая скорость «шимми» повышается с увеличением выноса колес. При выносе, большем радиуса колеса, явление «шимми» практически невозможно. Однако по конструктивным соображениям обычно вынос гораздо

меньше радиуса колеса. Повысить критическую скорость «шимми» можно, применяя спаренные колеса, жестко связанные между собой одной осью. Для борьбы с «шимми» на современных самолетах применяют гидравлические гасители (демпферы) колебаний.

§ 5. Дивергенция и реверс рулевой поверхности.

Дивергенция (от позднелат. *divergentia* - расхождение) - это явление, когда под действием аэродинамических сил несущая поверхность (крыло, оперение) или пилон навески двигателя закручивается вплоть до разрушения.

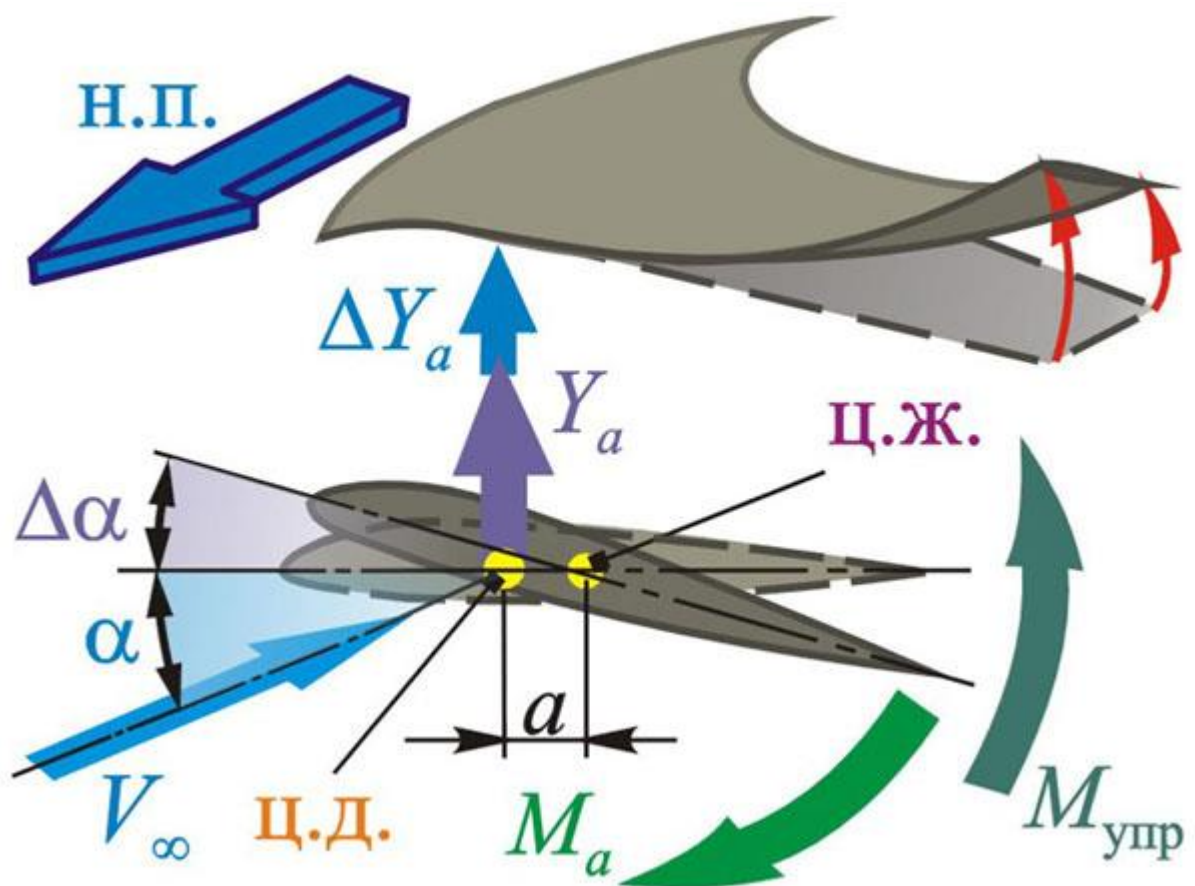


Рис. 8. К объяснению явления дивергенции.

Природа этого явления такова. Находящееся в воздушном потоке со скоростью V_∞ под углом атаки крыло (рис. 8.) создает подъемную силу $Y_a = C^a_{Ya} \alpha (\rho V_\infty^2 / 2) S$, под действием которой крыло изгибается и закручивается. Если центр давления крыла находится перед центром жесткости, то создаваемый подъемной силой момент $M_a = Y_a a$ закручивает крыло, увеличивая угол атаки на величину $\Delta \alpha$, что в свою очередь приводит к появлению дополнительной подъемной силы ΔY_a , увеличивающей момент M_a . Закручивание крыла будет происходить до тех пор, пока момент аэродинамических сил M_a не уравнивается моментом сил упругости $M_{упр}$ конструкции крыла. С увеличением скорости полета и, соответственно, силы Y_a и момента M_a наступает такое состояние, когда приращение за счет $\Delta \alpha$ момента M_a внешних сил начинает превышать приращение препятствующего закручиванию момента упругих сил $M_{упр}$ конструкции, в результате чего $\Delta \alpha$ непрерывно возрастает. Скорость полета ЛА, при которой $M_a = M_{упр}$, называется **критической скоростью дивергенции**. При превышении этой скорости происходит разрушение крыла. Здесь следует отметить, что проблема борьбы с дивергенцией особенно остро стоит для крыльев обратной стреловидности.

Реверс рулевой поверхности - это явление, когда происходит потеря эффективности рулевой поверхности под действием аэродинамических сил из-за закручивания несущей поверхности. Под эффективностью рулевой поверхности понимают реакцию самолета на ее отклонение. Количественно **эффективность рулевой поверхности** оценивается максимальной угловой скоростью вращения самолета относительно соответствующей оси при полном отклонении руля. Так, **эффективность руля высоты** будет оцениваться угловой скоростью ω_z или ее производной $\dot{\omega}_z$ по углу отклонения δ руля высоты; **эффективность руля направления** - величиной ω_y или $\dot{\omega}_y$, где δ - угол отклонения руля направления; **эффективность элеронов** - величиной ω_x или $\dot{\omega}_x$, где δ - угол отклонения элеронов.

Потребные значения максимальных угловых скоростей задаются ТЗ на проектирование и должны быть обеспечены в процессе проектирования.

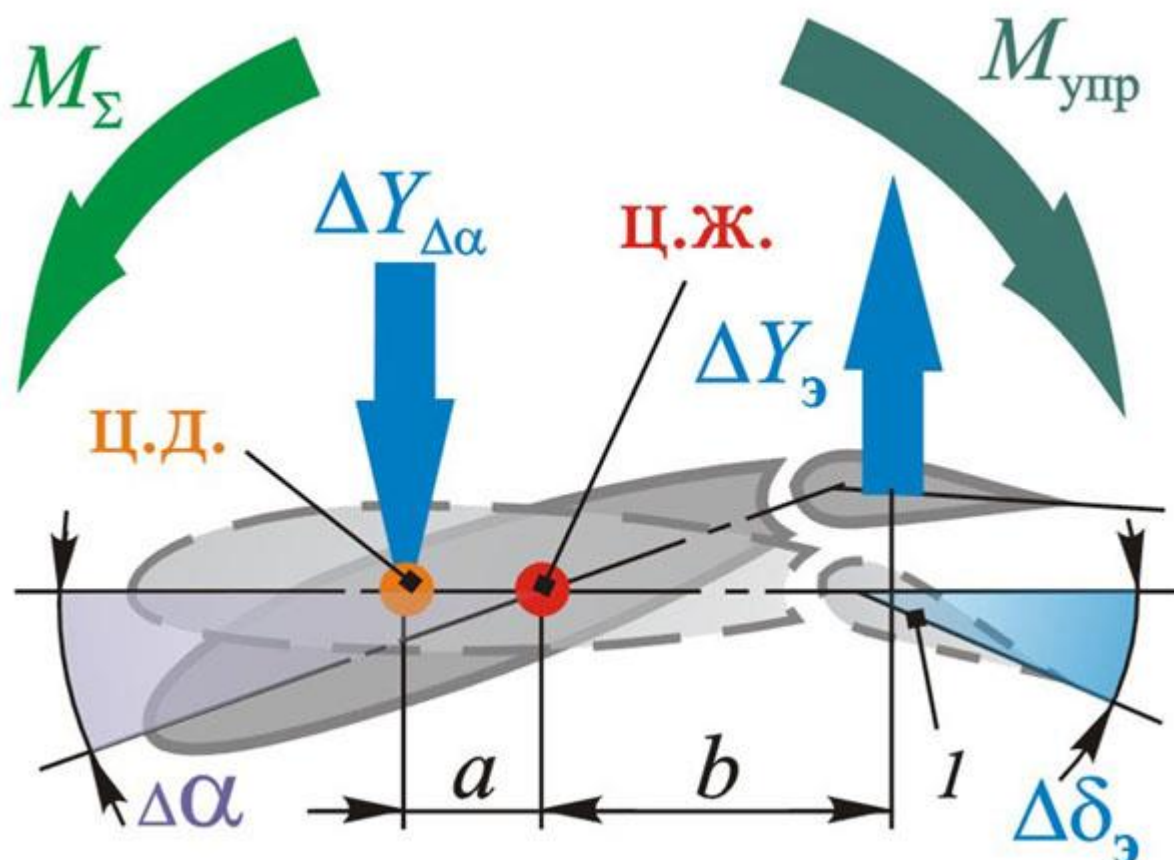


Рис. 9. К объяснению явления реверса рулевых поверхностей.

Рассмотрим явление реверса рулевой поверхности на примере элерона. Как мы уже отмечали, при отклонении элерона на угол $\Delta\delta$ на участках крыла, занятых элеронами, возникает дополнительная подъемная сила $\Delta Y_э$. Если отклонить элерон I (рис. 9), то возникшая непосредственно на элероне потребная ("полезная") сила $\Delta Y_э$ будет изгибать крыло вверх и закручивать его относительно ц. ж. моментом $M_э = \Delta Y_э b$. Закручивание крыла приведет к уменьшению на величину $\Delta\alpha$ угла атаки сечения, в котором расположен элерон, что вызовет уменьшение подъемной силы на величину $\Delta Y_{\Delta\alpha}$, которая также будет стремиться закручивать крыло моментом $M_к = \Delta Y_{\Delta\alpha} a$. Приращение подъемной силы $\Delta Y_{упр} = \Delta Y_э - \Delta Y_{\Delta\alpha}$ при отклонении элерона на упругом крыле, естественно, меньше, чем получилось бы при том же отклонении элерона на абсолютно жестком крыле. Закручивание крыла моментом $M_Σ = M_к + M_э$ будет происходить до тех пор, пока момент аэродинамических сил $M_Σ$ не уравнивается моментом сил упругости $M_{упр}$ конструкции крыла. С увеличением скорости полета "потеря" подъемной силы $\Delta Y_{\Delta\alpha}$ может сравняться с "приобретением" возникшей непосредственно на элероне силы $\Delta Y_э$ и суммарное приращение $Y_{упр}$, получаемое за счет отклонения элерона, исчезнет.

Элероны при этом становятся полностью неэффективными. Скорость полета ЛА, при которой происходит полная потеря эффективности рулевой поверхности, называется *критической скоростью реверса* (в рассмотренном примере - критической скоростью реверса элеронов). При отклонении рулевых поверхностей на скоростях, больших критической скорости реверса, получим обратную (противоположную желаемой) реакцию ЛА на отклонение рулевой поверхности (реверс рулевой поверхности). Естественно, что в процессе проектирования ЛА должна быть обеспечена такая жесткость конструкции несущих поверхностей, которая исключала бы явления дивергенции и реверса во всем диапазоне режимов полета, оговоренных ТЗ.

III. Заключительная часть

Преподаватель напоминает тему, учебные цели и вопросы занятия отмечает положительные отрицательные моменты при проведении занятия отвечает на вопросы, объявляет оценки, поясняет порядок подготовки к следующему занятию.

Литература.

14. Корнеев, В.М. Конструкция и основы эксплуатации летательных аппаратов : конспект лекций / В.М. Корнеев. – Ульяновск: УВАУ ГА(и), 2009. – 130 с.
15. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов: Учебник для студентов авиационных специальностей вузов. - 3-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 2005. – 406с. (6.1.2)