



МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Ю.И. Самуленков, С.Н. Яблонский, А.Д. Грузд

ВВЕДЕНИЕ В ПРОФЕССИЮ

Учебно-методическое пособие
по проведению практического занятия
«Основы конструкции и летно-технические характеристики
воздушных судов»

для студентов
специальности 25.05.05 (25.03.01)
всех форм обучения

Москва · 2022

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
(РОСАВИАЦИЯ)

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)

Кафедра технической эксплуатации летательных аппаратов
и авиационных двигателей

Ю.И. Самуленков, С.Н. Яблонский, А.Д. Грузд

ВВЕДЕНИЕ В ПРОФЕССИЮ

Учебно-методическое пособие
по проведению практического занятия
«Основы конструкции
и летно-технические характеристики воздушных судов»

*для студентов
специальности 25.05.05 (25.03.01)
всех форм обучения*

Москва
ИД Академии Жуковского
2022

УДК 629.735.33
ББК 052-082
С17

Рецензент:

Самойленко В.М. – д-р техн. наук, профессор

С17 Самуленков Ю.И.
Введение в профессию [Текст] : учебно-методическое пособие по проведению практического занятия «Основы конструкции и летно-технические характеристики воздушных судов» / Ю.И. Самуленков, С.Н. Яблонский, А.Д. Грузд. – М.: ИД Академии Жуковского, 2022. – 48 с.

Данное учебно-методическое пособие издается в соответствии с рабочей программой учебной дисциплины «Введение в профессию» по учебному плану по специальности 25.05.05 (25.03.01) для студентов всех форм обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 25.01.2022 г. и методического совета 24.02.2022 г.

**УДК 629.735.33
ББК 052-082**

В авторской редакции

Подписано в печать 25.10.2022 г.
Формат 60x84/16 Печ. л. 3 Усл. печ. л. 2,79
Заказ № 926/0829-УМП01 Тираж 60 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20

Издательский дом Академии имени Н. Е. Жуковского
125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., д. 6А
Тел.: (495) 973-45-68
E-mail: zakaz@itsbook.ru

© Московский государственный технический
университет гражданской авиации, 2022

Тема: «Основы конструкции и летно-технические характеристики воздушных судов»

1. ЦЕЛИ ПРАКТИЧЕСКОГО ЗАНЯТИЯ

Целями практического занятия (ПЗ) являются: закрепление знаний по разделу «Общие представления о конструкции и техническом обслуживании воздушных судов» рабочей программы учебной дисциплины «Введение в профессию», приобретение навыков в анализе конструкции, технического обслуживания и летно-технических характеристик воздушных судов.

2. ОСНОВНЫЕ ВОПРОСЫ, ПОДЛЕЖАЩИЕ ИЗУЧЕНИЮ

К числу основных вопросов по теме ПЗ относятся:

1. Основные понятия и определения: самолет, вертолет, планер самолета, крыло, механизация крыла, хвостовое оперение, летно-технические характеристики летательных аппаратов.
2. Характеристика основных конструктивных элементов крыла самолета. Характерные отказы и повреждения крыла.
3. Характеристика основных конструктивных элементов фюзеляжа самолета. Характерные отказы и повреждения фюзеляжа.
4. Основные конструкционные авиационные материалы.
5. Аэродинамические силы и характеристики крыла самолета, виды профилей крыла. Перегрузка летательного аппарата.
6. Аэродинамическое качество летательного аппарата, аэродинамические углы (критический угол атаки самолета, угол атаки самолета, угол скольжения, угол рыскания и др.).
7. Конструктивные особенности фюзеляжа самолета RRJ-95.
8. Конструктивные особенности крыла самолета Ил-76ТД. Характерные отказы и повреждения.
9. Назначение и общие характеристики шасси.
10. Конструкция основных узлов шасси, работа амортизаторов. Характерные отказы и повреждения шасси.
11. Техническое обслуживание планера ВС.
12. Допуск ВС к полету с отказами и повреждениями в соответствии с перечнем минимального оборудования.
13. Летно-технические характеристики ВС.
14. Летно-технические характеристики самолета Ил-76ТД.
15. Летно-технические характеристики самолета МС-21-300.

3. КРАТКИЕ ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ СВЕДЕНИЯ

3.1 Основные понятия и определения

В целях поддержания летной годности гражданского воздушного судна (ГВС), авиационного двигателя и воздушного винта при их эксплуатации осуществляется наземное и техническое обслуживание.

Наземное обслуживание ГВС - комплекс работ по обеспечению прибытия ВС на аэродром и его вылета с аэродрома, за исключением обслуживания воздушного движения. Наземное обслуживание ГВС не включает в себя его техническое обслуживание.

Техническое обслуживание (ТО) ГВС - комплекс работ, необходимых для поддержания летной годности ГВС, включая проведение проверок ГВС, замену его частей, устранение дефектов, а также осуществление изменения конструкции ГВС или выполнение его ремонта [1].

В современной нормативной базе существуют и другие определения ТО АТ.

Техническое обслуживание авиационной техники (ТО АТ) - комплекс работ или работа по поддержанию работоспособности или исправности изделия авиационной техники при использовании по назначению, ожидании, хранении и транспортировании [2].

Техническое обслуживание - проведение работ, необходимых для обеспечения сохранения летной годности ВС, включая контрольно-восстановительные работы, проверки, замены, устранение дефектов, выполняемые как в отдельности, так и в сочетании, а также практическое осуществление модификации или ремонта [5].

Правила наземного обслуживания и ТО ГВС устанавливаются федеральными авиационными правилами (ФАП).

Технологическое обслуживание авиационной техники – комплекс работ по подготовке изделия АТ к использованию по назначению, хранению, транспортированию и приведению его в исходное состояние после этих процессов, не связанных с поддержанием надежности изделия [2].

3.2 Характеристика основных конструктивных элементов планера и функциональных систем ВС.

Вертолет - ВС тяжелее воздуха, которое поддерживается в полете в основном за счет реакций воздуха с одним или несколькими несущими винтами, вращаемыми силовой установкой вокруг осей, находящихся примерно в вертикальном положении.

Самолет - ВС тяжелее воздуха, приводимое в движение силовой установкой, подъемная сила которого в полете создается в основном за счет аэродинамических реакций на поверхностях, остающихся неподвижными в данных условиях полета (Рис. 3.1) [5].

Директива по летной годности (Airworthiness Directive) - нормативный документ, определяющий авиационные изделия, состояние которых является

небезопасным или в которых такое состояние может иметь место либо может развиваться в других изделиях той же типовой конструкции. Она предписывает обязательные для выполнения корректирующие действия либо условия или ограничения, при которых разрешается дальнейшая эксплуатация указанных изделий.

Расчетная посадочная масса - максимальная масса ВС, которая при расчетах на прочность конструкции принимается за массу ВС, предусматриваемую при посадке.



Рис. 3.1. Классификация летательных аппаратов

Ремонт - восстановление летной годности авиационного изделия, определяемой соответствующими нормами летной годности.

Сертификат типа - документ, выданный Уполномоченным органом (для Российской Федерации - Росавиация) для определения конструкции типа ВС и подтверждения того, что эта конструкция отвечает соответствующим нормам летной годности данного государства.

Стандартная атмосфера. Атмосфера, определенная следующим образом [6]:

а) воздух является идеальным сухим газом;

б) физические константы воздуха являются следующими:

- средняя молярная масса на уровне моря: $M_0 = 28,964420 \times 10^{-3}$ кг/моль;
- атмосферное давление на уровне моря: $P_0 = 101325$ Па;
- температура на уровне моря: $t_0 = 15$ °С, $T_0 = 288,15$ К;
- плотность на уровне моря: $\rho_0 = 1,2250$ кг/м³;
- температура таяния льда: $T_1 = 273,15$ К;
- универсальная газовая постоянная: $R^* = 8,31432$ Дж/(К × моль);

При полете используются несущие поверхности самолета (крыло и оперение) для создания с помощью воздушной среды подъемной и управляющих сил и силовая установка - для создания движущей силы за счет энергии находящегося на борту топлива. Для передвижения по земле - разбега, пробега и руления, а также для стоянки самолет снабжен системой опор - шасси. В соответствии с назначением самолеты имеют определенную целевую нагрузку, оборудование и снаряжение, систему управления. Таким образом, самолеты представляют собой сложные технические устройства, состоящие из взаимосвязанных по назначению, месту и функционированию агрегатов, частей и элементов. На рис. 3.2 представлена упрощенная структурная схема самолета и некоторых его основных агрегатов и частей [9].

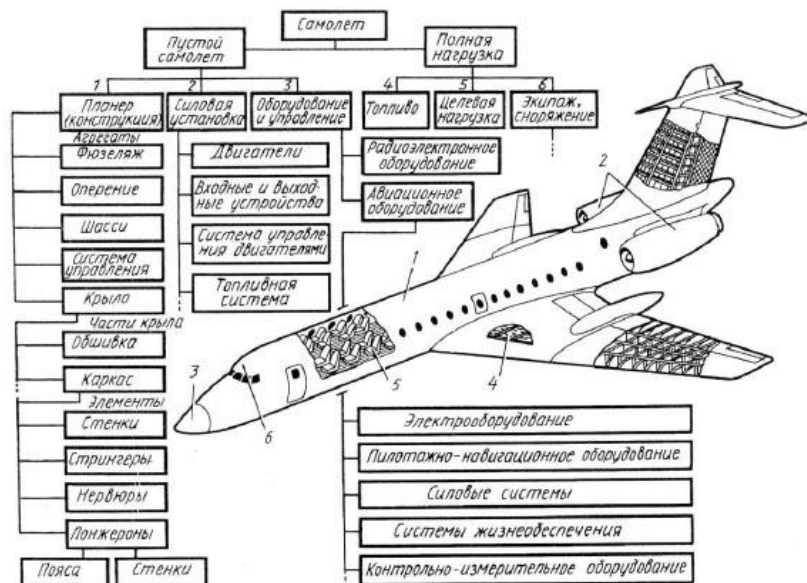


Рис. 3.2. Структурная схема самолета

3.2.1 Конструкционные материалы

В современных авиационных конструкциях наибольшее применение находят высокопрочные алюминиевые, магниевые и титановые сплавы, стали, в

том числе высокопрочные легированные и коррозионностойкие, и композиционные материалы

Правильный выбор материала элементов конструкции может существенно улучшить весовые и летно-технические характеристики самолета, а также снизить материальные затраты на его производство и эксплуатацию. При выборе материала учитываются его механические, теплофизические и химические свойства, плотность, стоимость и дефицитность сырья, степень освоения в производстве, технологические свойства, определяющие возможность применения наиболее производительных процессов – штамповки, прессования, литья, сварки и др.

При выборе материала для элементов конструкции учитываются также их форма и размеры, величина и характер нагрузки, тепловое нагружение, наличие в элементах конструкции отверстий, перепадов сечений и других концентраторов напряжения. Однако наибольшее внимание при выборе материала уделяется удовлетворению требования обеспечения необходимых прочности и жесткости конструкции при наименьшей массе.

Применяемые деформируемые алюминиевые сплавы:

Сплав Д16 – дюралюмин системы Al-Cu-Mg. Применяется для изготовления обшивок, стрингеров, лонжеронов, шпангоутов, нервюр, деталей системы управления. Имеет хорошую пластичность, что и позволяет широко применять штамповку для изготовления силовых элементов планера. Свариваемость плохая, хорошо обрабатывается резанием.

Сплав Д19 – сохраняет работоспособность до более высоких, чем Д16, температур ($t = 250\text{ }^{\circ}\text{C}$) и имеет несколько более высокие по сравнению с ним характеристики. Используется для изготовления обшивки и заклепок.

Сплав АК4-11 – жаропрочный ковочный (t до $350\text{ }^{\circ}\text{C}$), используется для изготовления монолитных панелей сверхзвуковых самолетов.

Сплав АК6 – ковочный алюминиевый, применяется для изготовления горячештампованных и кованных деталей, кронштейнов сложной формы, рычагов качалок, монолитных панелей дозвуковых самолетов.

1965-1 - особо прочный ($\sigma_b = 615\text{--}645\text{ МПа}$; $\sigma_{0,2} = 595\text{--}620\text{ МПа}$; $\delta = 7\text{--}8\%$) сплав. Рекомендуется для применения в сжатых зонах конструкций планера самолетов: для верхних обшивок крыла, стоек и других элементов [13].

Поставляется промышленностью в виде длинномерных катаных плит или листов, прессованных полуфабрикатов: профилей, панелей, полос. Из данного сплава освоено литье крупногабаритных круглых прутков и плоских листов; сплав обладает хорошей технологической пластичностью при изготовлении полуфабрикатов в металлургическом производстве.

В95 - Сплав высокопрочный системы Al-Zn-Mg-Cu, применяемый для обшивок и деталей силового набора планера (поясов лонжеронов). Свариваемость плохая. В95 п.ч./о.ч. ($\sigma_b = 500\text{--}560\text{ МПа}$; $\sigma_{0,2} = 430\text{--}480\text{ МПа}$; $\delta = 7\text{--}8\%$) - широко применяемый (вместо традиционного В95) высокопрочный сплав в виде катаных и прессованных длинномерных (до 30 м) полуфабрикатов

для верхних обшивок крыла (плиты, листы), стрингеров, балок, стоек (профили, трубы) и других элементов фюзеляжа и крыла современных самолетов (Ту-204, Бе-200, Ил-96, RRJ-95).

1933-T2/T3 – основной высокопрочный ковочный сплав для внутреннего силового набора (фитингов, шпангоутов, кронштейнов и др.), обладает высоким уровнем прочностных свойств ($\sigma_b = 450 - 520$ МПа; $\sigma_{0,2} = 380 - 460$ МПа; $\delta = 7-8\%$), характеристик ресурса (вязкости разрушения: $K_{IC} \geq 37-44$ МПа*м^{1/2}; сопротивления усталости), коррозионной устойчивости. Благодаря высокой технологичности сплава 1933 в серийном производстве из него изготавливают кованные и прессованные полуфабрикаты в широком диапазоне размеров (массой до 2000 кг и толщиной до 400 мм). Преимущества сплава 1933 в состояниях, достигаемых новыми улучшенными видами термообработки (1933-T2), перед серийными отечественными сплавами составляют: по прочностным характеристикам – 6–12 %, по вязкости разрушения – 15–50 %, по малоцикловой усталости = 35–80 %. Сплав 1933 превосходит по этим показателям сплавы США (7175 и 7050). Сплав 1933 в состояниях T2 и T3 широко применяется в современных самолетах, таких как Ан-148, Ту-204, RRJ-95, Т-50).

В-1963 – новый ковочный высокопрочный сплав, предназначен для изготовления сильно нагруженных деталей внутреннего набора агрегатов планера самолета (шпангоутов, фитингов, кронштейнов, балок и др.). Благодаря дополнительному легированию серебром и скандием обладает высокими прочностными характеристиками ($\sigma_b = 500 - 560$ МПа; $\sigma_{0,2} = 480 - 520$ МПа; $\delta = 8\%$), вязкостью разрушения ($K_{IC} \geq 33-34$ МПа*м^{1/2}) и сопротивлением усталости. Сплав обладает также улучшенными характеристиками свариваемости по сравнению с аналогичными сплавами без серебра ($\sigma_{в.св.} = 0,7\sigma_b$).

Слоистые алюмокомпозиты (СИАЛы) - новый класс конструкционных материалов, состоящих из тонких (0,3–0,5 мм) алюминиевых листов и прослоек клеевого препрега со стекловолокнами различной структуры армирования в зависимости от назначения деталей.

По сравнению с монолитными алюминиевыми листами главное преимущество СИАЛа - в чрезвычайно высоком сопротивлении развитию усталостных трещин (более чем в 10 раз), которые «взрывают» в клеевых прослойках композита. Это преимущество сохраняется и в клепаных конструкциях, широко применяемых в самолетостроении.

Кроме того, СИАЛы на базе листов из сплава 1141T11 отличаются повышенной жаростойкостью (1000 °С, 15 мин - без прогорания), ударостойкостью и достаточной коррозионной стойкостью.

Материалы GLARE (Glass Laminate Aluminium Reinforced – аналоги СИАЛа) эффективно использованы компанией Airbus при изготовлении верхней обшивки фюзеляжа пассажирского самолета А-380 [9].

СИАЛ на базе листов из сплава 1441 использован для элементов молниезащитной обшивки крыла самолета Бе-103 и рекомендован ВИАМ к применению при изготовлении обшивок, внутренних противопожарных перегородок, ограничителей распространения трещин («стопперов» от англ. stop – задержка, остановка) в том числе для ремонта авиационной техники, с целью повышения ресурса, живучести и весовой эффективности перспективных конструкций российской авиационной техники.

Композиционные материалы (КМ) - конструктивные материалы, состоящие из матрицы (основы) с распределенным в ней армирующим материалом (волокна стекла, углерода, бор, органические волокна). В качестве металлической основы для КМ, работающих при t до 250...300 °С, применяются алюминиевые и магниевые сплавы, при более высоких температурах (450...500 °С) – титановые сплавы, при еще более высоких – никелевые сплавы. В качестве основы в КМ широко применяются смолы, в частности, эпоксидная смола.

КМ обладают широким диапазоном свойств, превосходя по удельной прочности, жесткости и сопротивлению усталости рассмотренные выше сплавы, позволяют снизить массу конструкции самолета на 20...30%, имеют низкую чувствительность к концентраторам напряжений, хорошую коррозионную стойкость, радиопрозрачность и др. Все это привело к тому, что из КМ стали изготавливать обшивку крыла, оперения, рулей и элеронов, предкрылков, радиопрозрачные обтекатели, трехслойные панели, перегородки в салонах, капоты, створки шасси и др. Однако КМ обладают и рядом недостатков: нестабильностью значений характеристик и анизотропией свойств, малой прочностью межслоевого сдвига, сложностью заделки.

3.2.2 Фюзеляж воздушных судов

Фюзеляж самолета (вертолета) - основная часть конструкции самолета (вертолета), служащая для соединения в одно целое всех его частей, а также для размещения экипажа, пассажиров, оборудования и грузов.

Фюзеляж самолета (вертолета) типа монокок - тип фюзеляжа самолета (вертолета), состоящий из работающей обшивки, подкрепленной шпангоутами.

Фюзеляж самолета (вертолета) типа полумонокок - тип фюзеляжа самолета (вертолета), состоящий из работающей обшивки, подкрепленной каркасом.

Каркас фюзеляжа самолета (вертолета) - продольные и поперечные силовые элементы фюзеляжа самолета (вертолета), скрепленные между собой.

Шпангоут фюзеляжа - поперечный элемент набора фюзеляжа, обеспечивающий форму сечения, подкрепляющий обшивку и воспринимающий нагрузки [15].

Фюзеляж самолета Ил-76 представляет собой балочную конструкцию, образованную поперечным набором - шпангоутами и продольным -

стрингерами, закрытыми обшивкой [14]. Исходя из конструктивных и технологических требований, фюзеляж разделен на четыре части: переднюю Ф-1 (до шпангоута № 18), среднюю Ф2 (между шпангоутами № 18-67), хвостовую Ф-3 (между шпангоутами № 67-90) и кормовую Ф-4 (между шпангоутами № 90-99), соединенные фланцевыми стыками. Стыки расположены по шпангоутам № 18, 67 и 90. Большая часть фюзеляжа герметическая и рассчитана на эксплуатационное избыточное давление $0,5 \pm 0,002$ кгс/см².

Границы герметичности фюзеляжа показаны на рис. 3.3. Сечение фюзеляжа до шпангоута № 18 представляет собой овал с большой осью в вертикальной плоскости; от шпангоута № 18 до 63 - окружность диаметром 4,8 м, от шпангоута № 64 до шпангоута № 95 - овал с большой осью в горизонтальной плоскости.

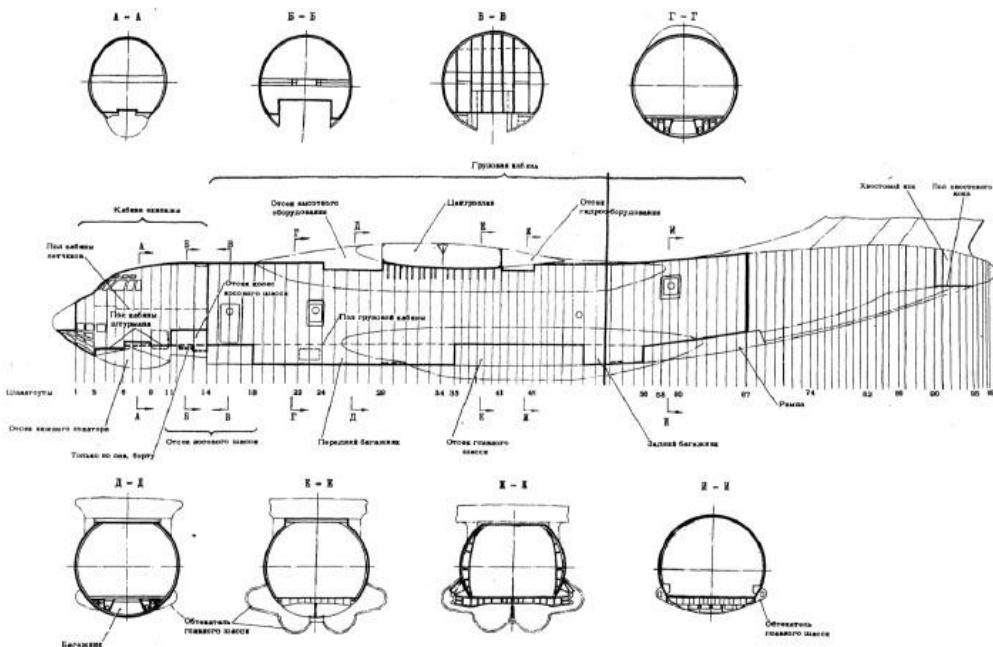


Рис. 3.3. Схема фюзеляжа самолета Ил-76ТД

В фюзеляже размещены две герметичные независимые одна от другой кабины: кабина экипажа (до шпангоута № 14), грузовая кабина (между шпангоутами № 14-67).

Кабина экипажа представляет собой двухпалубный отсек. На верхней палубе располагается кабина летчиков, на нижней - кабина штурмана. В кабине летчиков размещаются также рабочие места старшего бортового техника и радиста. Обе кабины имеют фонари.

В носовой части, перед шпангоутами № I, расположен съемный обтекатель радиолокатора, второй обтекатель радиолокатора находится под

полом кабины штурмана. Отсек носового шасси размещен под полом кабины штурмана и грузовой кабины, между шпангоутами № 11-18 по левому борту кабины экипажа расположен аварийный люк с шахтой для покидания самолета экипажем.

Грузовая кабина оборудована грузовым полом, на котором размещается транспортируемый груз. В полу сделаны четыре дорожки в виде желобов, идущие вдоль самолета (включая отклоняемую часть пола-рампу), в которые устанавливаются рольганги. Кроме того, пол оборудован швартовочными узлами и специальными гнездами для установки съемного оборудования.

Фюзеляж самолета RRJ-95 представляет собой конструкцию типа полумонок с набором шпангоутов, стрингеров и обшивок [16]. Фюзеляж состоит из отдельных отсеков, которые соединены в единый каркас фюзеляжа.

Фюзеляж состоит из следующих отсеков: Ф1, Ф2, Ф3, Ф4, Ф6. Отсеки стыкуются по шпангоутам 10, 11, 24, 36, 51 и 58. По шпангоутам 1 и 51 установлены герметичные перегородки (гермошпангоуты). Гермошпангоуты и обшивка фюзеляжа образуют герметичную зону. В герметичной зоне находятся кабина экипажа, пассажирская кабина, технические и приборные отсеки, багажно-грузовые отсеки (рис. 3.4).

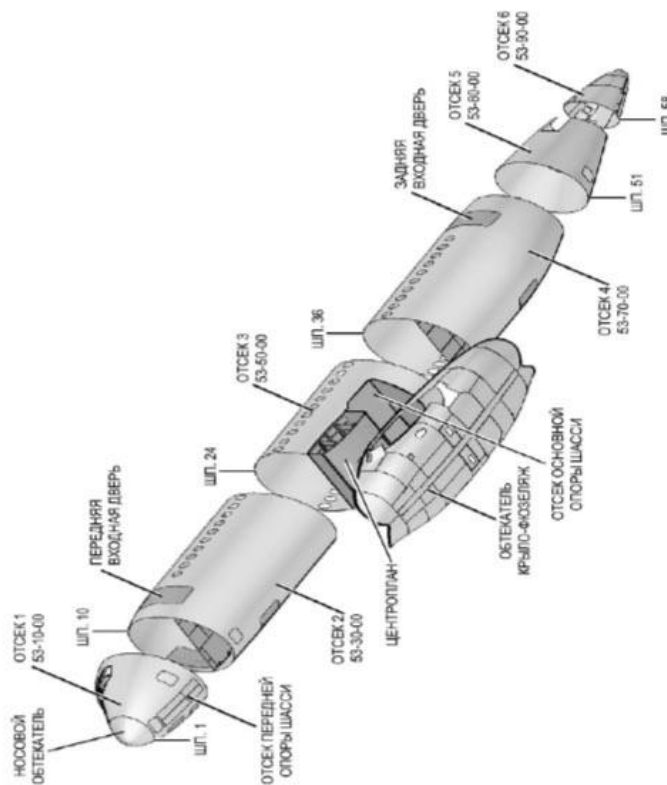


Рис. 3.4. Фюзеляж самолета RRJ-95

Конструкция пола делит фюзеляж на две части. Верхняя часть фюзеляжа включает кабину экипажа и пассажирскую кабину. Нижняя часть фюзеляжа включает технические и приборные отсеки, багажно-грузовые отсеки, ниши передней и основных опор шасси.

На наружной поверхности нижней части фюзеляжа между шпангоутами 19 и 40 установлен обтекатель крыло-фюзеляж. На обтекателе имеются съёмные панели и люки доступа к оборудованию и агрегатам системы кондиционирования воздуха, топливной системы, тормозной системы, системы управления самолётом и гидравлической системы.

На нижней части фюзеляжа по плоскости симметрии самолёта между шпангоутами 21 и 38 установлен бимс. К бимсу крепятся панели обтекателя крыло-фюзеляж и кронштейны цилиндров фюзеляжных створок основных опор шасси.

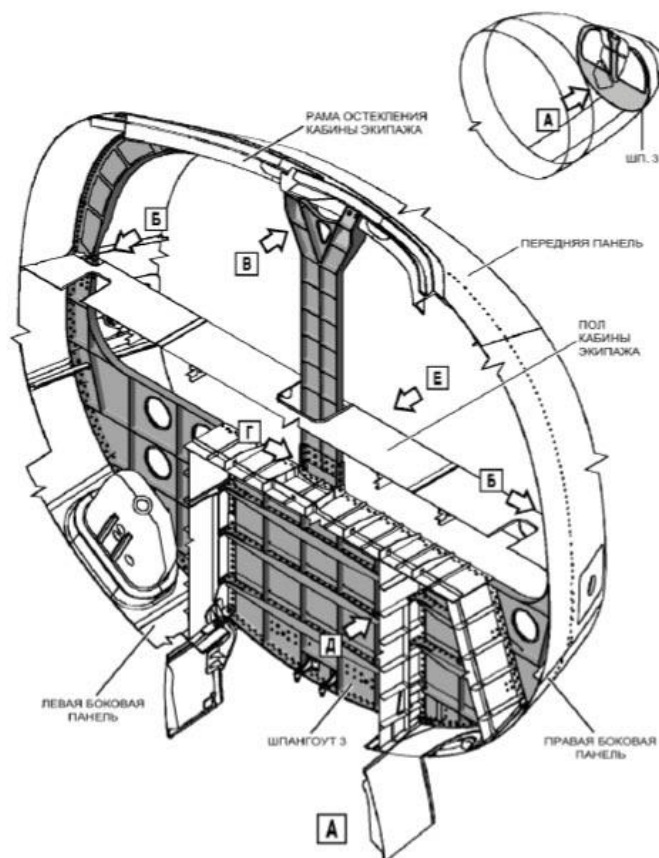


Рис. 3.5. Шпангоут 3 носовой части фюзеляжа RRJ-95

Кронштейны навески 2 установлены в районе шпангоута 5а отсека Ф1 (рис. 3.6). Кронштейны навески 2 имеют тавровое сечение. На каждом

кронштейне выполнена проушина для крепления передних створок ниши ПОШ.

Кронштейны навески 2 изготовлены фрезерованием из алюминиевого сплава (плита 1163Т). На кронштейнах навески 2 выполнена лапка для крепления упора. В отверстия проушин кронштейнов навески 2 запрессованы стальные втулки.

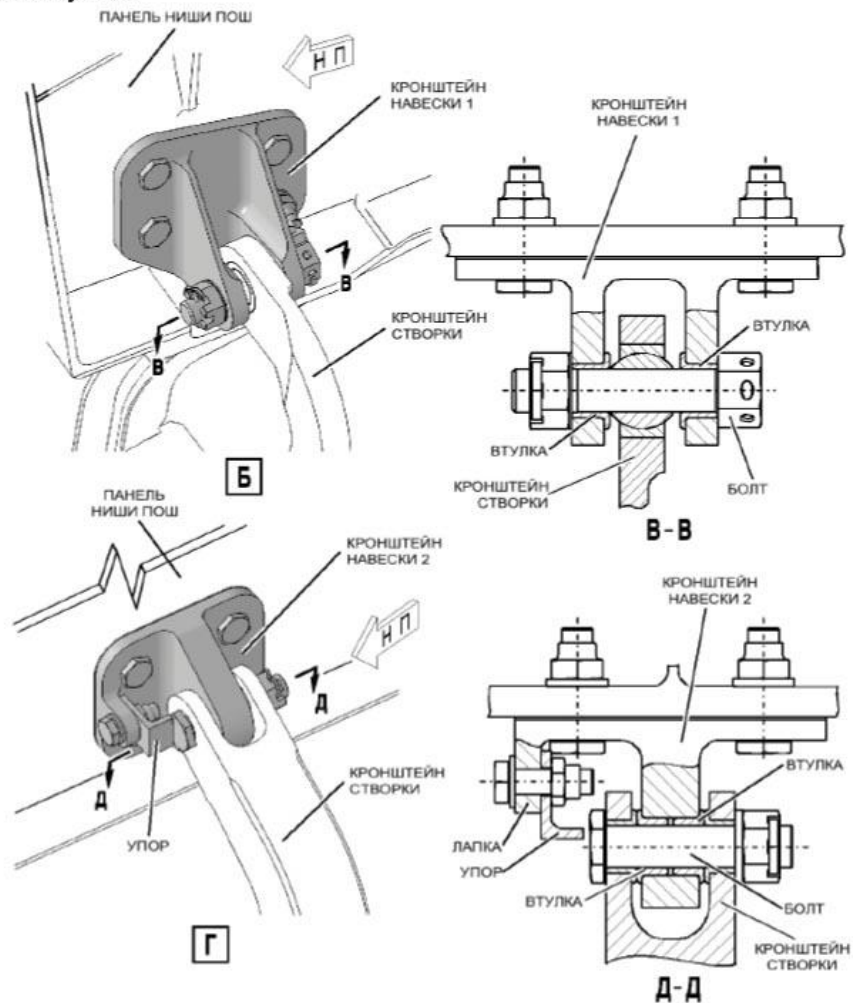


Рис. 3.6. Присоединительные фитинги отсека Ф1

При ТО самолета необходимо произвести общий визуальный осмотр следующих элементов конструкции фюзеляжа: обшивки, шпангоутов, стрингеров, фитингов по стыкам шпангоутов со стрингерами, балок окантовки по шп. 11, 13 и стр. 6, 17 проема передней служебной двери, балок окантовки по шп. 12, 14 и стр. 41, 52 проема передней входной двери, окантовки проема

люка переднего приборного отсека, стыковых лент между отсеками Ф1 и Ф2 по шпангоуту 10.

При осмотре нужно убедиться в отсутствии трещин, царапин, вмятин и других повреждений; ослабленных болтовых и заклёпочных соединений; коррозионных повреждений; нарушения лакокрасочного покрытия.

При осмотре необходимо использовать фонарь и телескопическое зеркало.

При общем визуальном осмотре балок пола и рельсов крепления пассажирских кресел между шпангоутами 10-24 (рис 3.7) необходимо осмотреть рельсы крепления пассажирских кресел и балки пола пассажирского салона между шпангоутами 10-24 и убедиться в отсутствии царапин, вмятин, трещин и других механических повреждений; ослабленных болтовых или заклёпочных соединений; коррозионных повреждений; нарушения лакокрасочного покрытия.

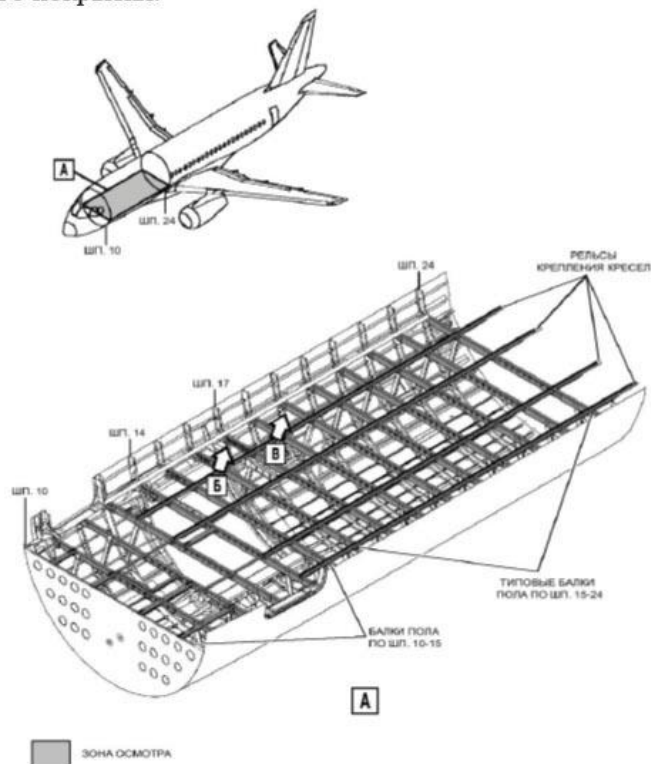


Рис. 3.7. Общий визуальный осмотр балок пола и рельсов крепления пассажирских кресел между шпангоутами 10-24

Отсек Ф2 располагается между шпангоутами 10 и 24 и разделён полом пассажирской кабины на верхнюю и нижнюю части (рис. 3.8).

В верхней части расположена передняя часть пассажирского салона. В нижней части расположены:

- передний приборный отсек (между шпангоутами 10 и 13),
- передний багажно-грузовой отсек (между шпангоутами 13 и 23а),
- носовая часть обтекателя крыло-фюзеляж.

Основная конструкция отсека Ф2 включает в себя шпангоуты, стрингеры, обшивку, окантовки дверных проёмов, окантовки оконных проёмов, каркас пола пассажирской кабины, каркас пола переднего багажно-грузового отсека.

А. Шпангоуты

Шпангоуты придают форму фюзеляжу и подкрепляют обшивку. Конструкция всех шпангоутов - типовая. Каждый типовой шпангоут состоит из четырех сегментов, изготовленных из алюминиевого сплава, соединенных с помощью фитингов.

Б. Стрингеры

Стрингеры распределены равномерно по окружности с шагом 205–210 мм (8.0–7.3 in) по верхней части фюзеляжа и 170–180 мм (6.7–7.0 in) по нижней части фюзеляжа. Нумерация стрингеров производится сверху по часовой стрелке. Стрингеры изготовлены из алюминиевого прессованного профиля таврового сечения. Сечение стрингера изменяется по длине в зависимости от характера и величины действующей нагрузки. Стрингеры совместно со шпангоутами образуют каркас, к которому прикреплена обшивка.

В. Обшивка

Обшивка выполнена в виде монолитных фрезерованных панелей из алюминиевого сплава.

Обшивка состоит из шести частей. Части обшивки соединены по стрингерам 5, 14, 23, 34, 44 и 53 внахлест продольными трехрядными заклепочными швами. Для герметизации стыков обшивки использован герметик. В обшивках имеются вырезы под оконные проёмы, проёмы передних входной и служебной дверей, а также передней грузовой двери.

Г. Окантовки

Вырезы под передние входную и служебную двери и дверь переднего багажно-грузового отсека усилены листовыми окантовками. Вырезы под окна усилены фрезерованными окантовками из алюминиевого сплава.

Д. Каркас пола пассажирской кабины

Каркас пола пассажирской кабины включает поперечные балки пола, подкосы и рельсы кресел.

Балки пола изготовлены методом фрезерования из прессованного профиля. Балки крепятся на шпангоутах по стрингерам 17 и 41. Для облегчения конструкции в балках имеются отверстия, которые также используются для прокладки коммуникаций. Все балки с левого и правого борта подкреплены подкосами. Балки по шпангоутам 15 и 16 подкреплены подкосами только с левого борта. На балки устанавливаются четыре продольных рельса кресел. В зоне шпангоутов 10–14, для крепления кухонных и туалетных модулей установлены дополнительные сегменты рельс, каркас пола закрыт панелями

пола. Все элементы каркаса пола пассажирской кабины изготовлены из алюминиевого сплава, панели изготовлены из композиционного материала.

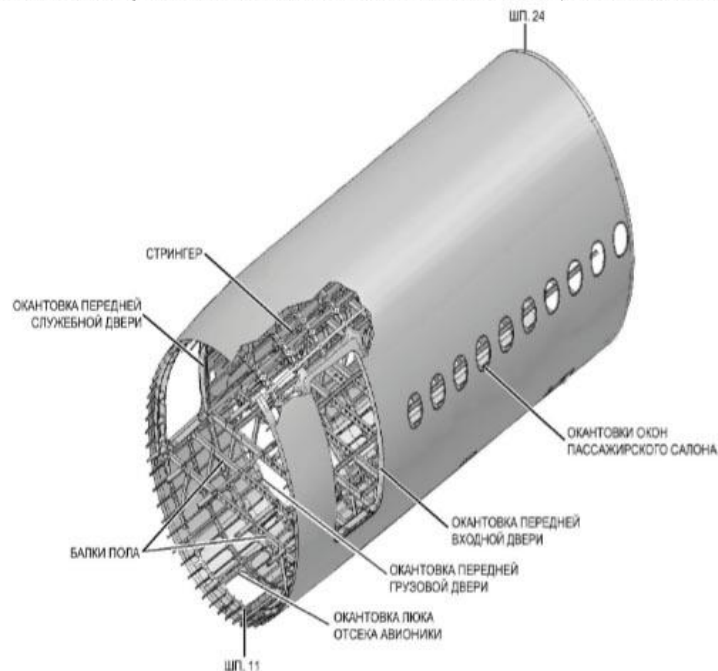


Рис. 3.8. Схема фюзеляжа между шп. 11 и шп. 24

3.2.3 Крыло самолета

Крыло самолета (вертолета) - несущая поверхность самолета (вертолета), предназначенная для создания аэродинамической подъемной силы.

Центроплан крыла - средняя по размаху часть крыла, присоединяемая к фюзеляжу или составляющая с ним одно целое [15].

Отъемная часть крыла - часть крыла, соединяемая при помощи разъемных узлов с центропланом или фюзеляжем

Носовая часть крыла - передняя часть крыла до первого лонжерона или первой стенки крыла.

Хвостовая часть крыла - часть крыла, расположенная за задним лонжероном или задней стенкой крыла

Силовой набор крыла - набор внутренних конструктивных элементов, воспринимающих основные силы, возникающие в крыле.

Лонжерон - основной продольный элемент силового набора, воспринимающий изгибающий момент и поперечную силу. Лонжероны представляют собой продольные балки, состоящие из стенок 1 и поясов 2 (рис.3.9, а, б). Пояса воспринимают изгибающий момент M крыла, работая на растяжение и сжатие, стенки, подкрепленные стойками 3, воспринимают поперечную силу Q и могут участвовать в восприятии крутящего момента M_k ,

замыкая контур крыла и работая в обоих этих случаях на сдвиг. Часть поперечной силы может уравниваться вертикальными проекциями осевых сил S (рис. 3.9, з), если пояса лонжеронов не параллельны и сходятся под углом γ .

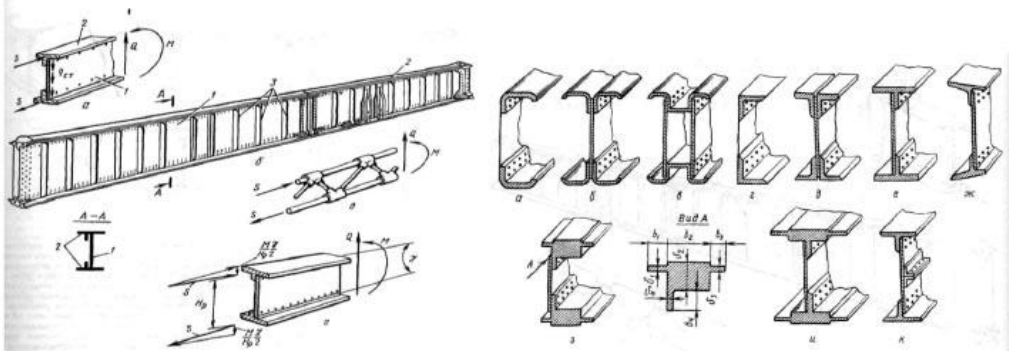


Рис. 3.9. а) лонжероны балочной и ферменной конструкций., б) сечения лонжеронов

Уравновешенные поперечной силы Q и изгибающего момента M в сечениях лонжерона.

Лонжероны изготавливают из высокопрочных сталей или алюминиевых сплавов, сечения представлены на рис. 3.9 б.

Нервюра - элемент поперечного силового набора, связывающий в одно целое элементы продольного набора и обшивку и определяющий форму профиля конструкции. Нервюры представляют собой тонкостенные балки или фермы, предназначенные для сохранения формы профиля крыла и передачи местной воздушной нагрузки с обшивки на лонжероны и сосредоточенных сил от агрегатов, расположенных на крыле, на лонжероны и обшивку. Различают нормальные и усиленные нервюры (рис.3.10 а, б).

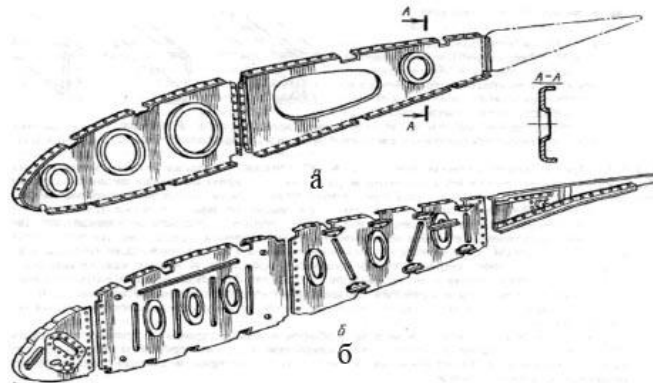


Рис. 3.10. Варианты конструкции нервюры

Усиленные нервюры располагаются также в местах установки на крыле стоек шасси, пилонов двигателей и т.д. Назначение силовых нервюр – передать (распределить) на тонкостенные элементы крыла (и прежде всего на обшивку и продольные стенки) большие сосредоточенные силы, прикладываемые к нервюрам в узлах навески закрылков, элеронов и других агрегатов. Усиленные нервюры, как и обычные (нормальные) нервюры, работают на изгиб в своей плоскости.

Стрингер - продольный элемент силового набора, подкрепляющий обшивку, воспринимающий местные нагрузки, а также продольные силы при общем изгибе. Они нагружаются осевыми усилиями от изгибающего момента крыла и поперечными силами от местной воздушной нагрузки. При этом определяющими прочностью стрингера являются продольные усилия, действующие в нем при восприятии изгибающего момента крыла.

По форме сечения стрингеры бывают открытого и закрытого П-образного сечения, по способу изготовления - гнутые (рис. 3.11 а, поз. 1...7) и прессованные (рис. 3.11 б, поз. 8...17). На рис. 3.11 в показаны формы стрингера для придания жесткости задней кромки крыла.

Обшивка образует поверхность крыла, придает ему обтекаемую в соответствии с выбранным профилем форму, непосредственно воспринимает аэродинамическую нагрузку и передает ее на элементы продольного и поперечного наборов крыла, работает на сдвиг от кручения крыла, принимает участие в восприятии изгибающего момента M , работая при этом вместе со стрингерами на растяжение и сжатие.

Толщина обшивки может быть от нескольких десятых миллиметра до 10 мм и более.

Листы соединяют встык (рис. 3.11 а и б) или внахлестку (рис. 3.11 в и г) при помощи потайных заклепочных, клеевых или сварных швов.

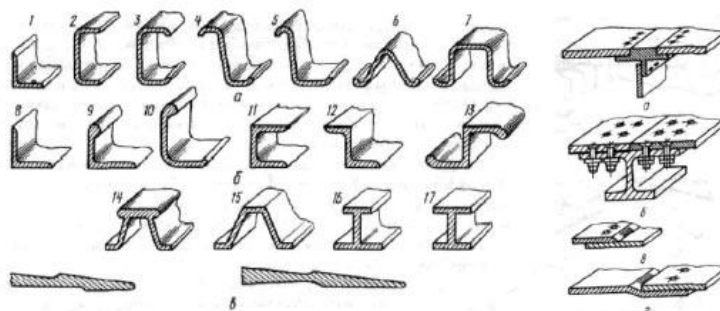


Рис. 3.11. Схемы стрингеров. Виды и их соединения.

а, б, в - типовые профили стрингеров (схемы слева); а, б, в, г - типовые соединения обшивки самолета (схемы справа)

Крыло самолета Ил-76ТД

Крыло обеспечивает поперечную устойчивость и управляемость самолета и может быть использовано для крепления шасси, двигателей, размещения топлива, вооружения и т.п. Крыло представляет собой тонкостенную подкрепленную оболочку и состоит из каркаса и обшивки двигателя. Схемы общего вида, поперечного сечения и носовой части крыла самолета Ил-76ТД изображены на рис. 3.12., рис. 3.13. и рис. 3.14.

Пояс лонжерона - наиболее удаленный от нейтральной оси элемент лонжерона, воспринимающий продольные силы от изгибающего момента.

Стенка лонжерона - плоский элемент лонжерона, соединяющий пояса и воспринимающий в основном поперечные силы.



Рис. 3.12. Схема поперечного сечения крыла самолета Ил-76ТД

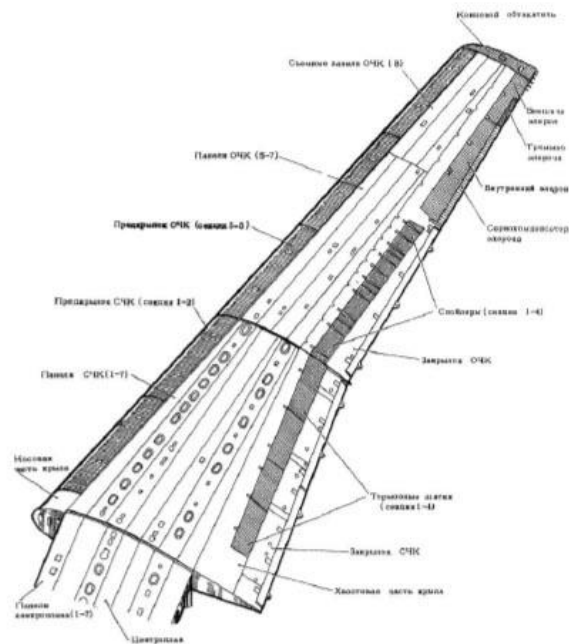


Рис. 3.13. Общий вид крыла самолета Ил-76ТД

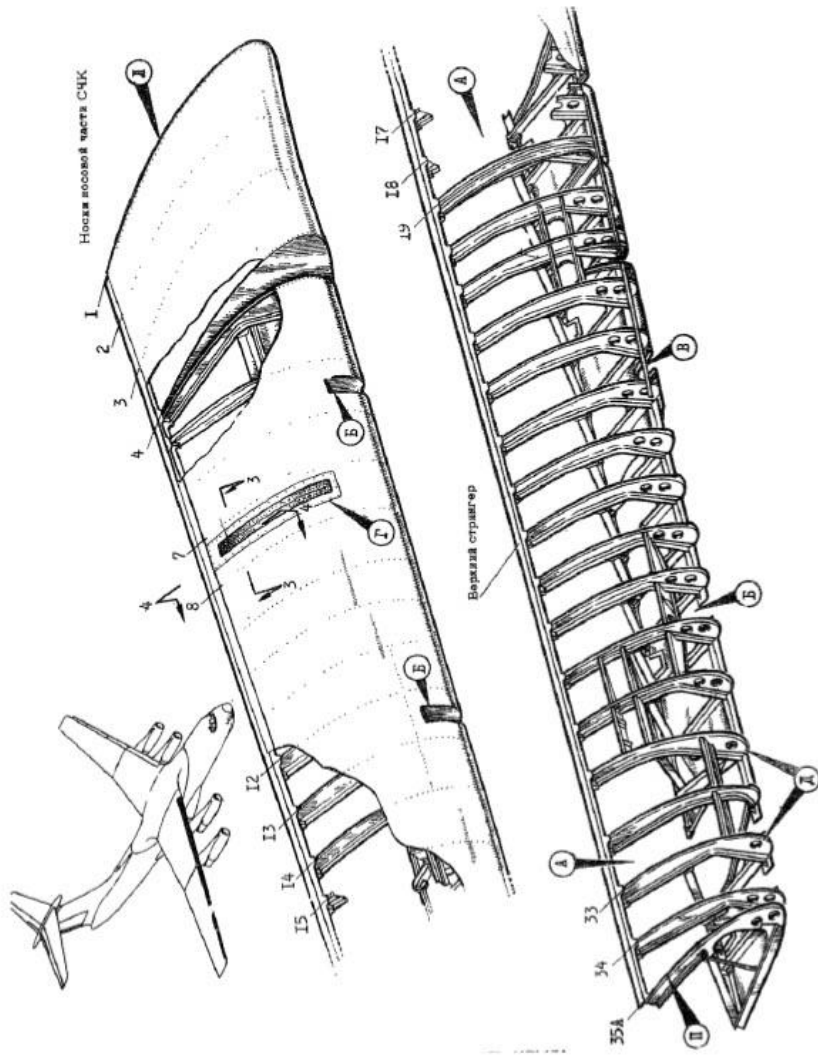


Рис. 3.14. Носовая часть крыла самолета Ил-76ГД

Различают пять видов негерметичности в крыле самолета Ил-76ТД (Рис. 3.15):

- **запотевание** - увлажнение поверхности размером не более 5 см², без каллеобразования, которое появляется в течение часа на вытертой насухо поверхности;

- **подтек** - увлажнение поверхности размером свыше 5, но не более 15 см² без кашгеобразования, появляющееся в течение часа на вытертой насухо поверхности;

- **сильный подтек** - увлажнение поверхности размером более 15 см² без каллеобразования, появляющееся в течение часа на вытертой насухо поверхности;

- **течь** - топливо капает со скоростью до 10 капель в минуту;

- **сильная течь** - топливо капает со скоростью более 10 капель в минуту либо течет струйкой.

Прежде чем принимать решение о продолжении эксплуатации или о ремонте, необходимо установить место возникновения негерметичности.

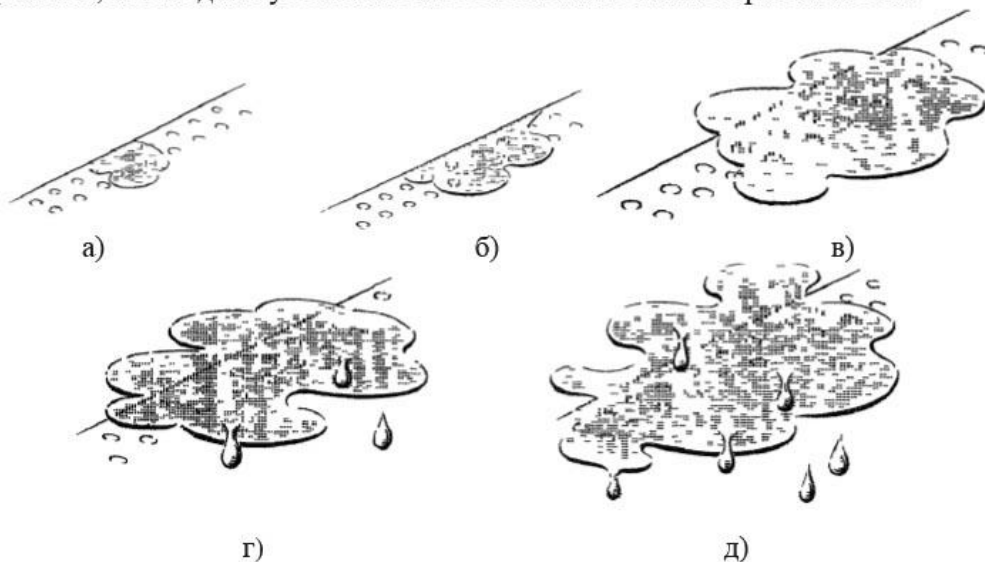


Рис. 3.15. Классификация негерметичности на крыле Ил-76ТД

Решение о продолжении эксплуатации или ремонте принимается в зависимости от места появления и степени негерметичности. При принятии решения необходимо руководствоваться рекомендациями А, Б и В, которые обозначают следующие решения:

А - эксплуатацию самолета продолжать, но негерметичное место осматривать до и после каждого полета, чтобы убедиться в том, что негерметичность не увеличивается. Ремонтировать при периодических видах обслуживания;

Б - эксплуатацию продолжать. Осматривать до и после каждого полета, чтобы убедиться в том, что утечка не увеличивается. Ремонтировать при возвращении на базовый аэродром;

В - немедленно устранить течь, в крайнем случае провести работы, чтобы можно было принять решение А или Б.

При появлении негерметичности в центральных баках (в надфюзеляжной части) разрешается эксплуатировать самолет, не заполняя эти баки топливом (остатки топлива и конденсата должны быть полностью слиты).

Способы устранения негерметичности

Для устранения запотевания, подтекания на крышках люков-лазов и панелях центроплана, СЧК и ОЧК необходимо подтянуть болты на крышках люков-лазов и заменить резиновые кольца под болтами крышек. Работы разрешается проводить в аэродромных условиях без слива топлива из баков.

Герметичность баков-отсеков крыла обеспечивается тремя видами внутришовной герметизации: внутришовной, поверхностной шпательной и поверхностной кистевой. Внутришовная герметизация проводится в процессе сборочно-клепальных работ. Герметик наносится на поверхности сопряжения деталей. Для этого вида герметизации применяется герметики шпательной консистенции: герметик УТ-32 (ш) - для деталей, устанавливаемых на внешнюю сторону конструкций, ограничивающих отсек и выходящих в поток, и герметик Т-30МЭС-5 (ш) - для остальных деталей.

При поверхностной шпательной герметизации герметик наносится в виде жгутика на углы и кромки сопрягаемых деталей. В этом случае применяется герметик У-30МЭС-5(ш).

Для устранения дефекта выполните следующие работы (рис. 3.16):

1. Удалите лакокрасочное покрытие, обезжирьте поверхность бензином и протрите два раза салфеткой, смоченной в ацетоне. Меняйте салфетку после каждой протирки.
2. Нанесите герметизирующую пасту на негерметичное место.
3. Прижмите шайбу с пастой.
4. Удалите излишки пасты, выровняв ее шпателем, и протрите обработанное место салфеткой, смоченной в ацетоне.

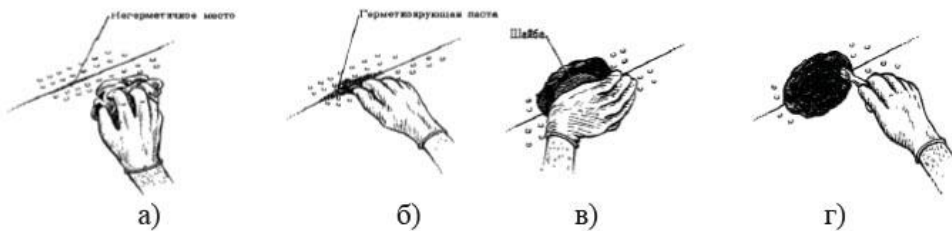


Рис. 3.16. Устранение негерметичности топливных баков

Элероны - подвижные части крыла, расположенные у задней кромки крыла на его концах и отклоняемые одновременно в противоположные стороны (один элерон - вверх, другой элерон - вниз) для создания крена. Они

предназначены для управления самолетом относительно его продольной оси Х (рис. 3.17).

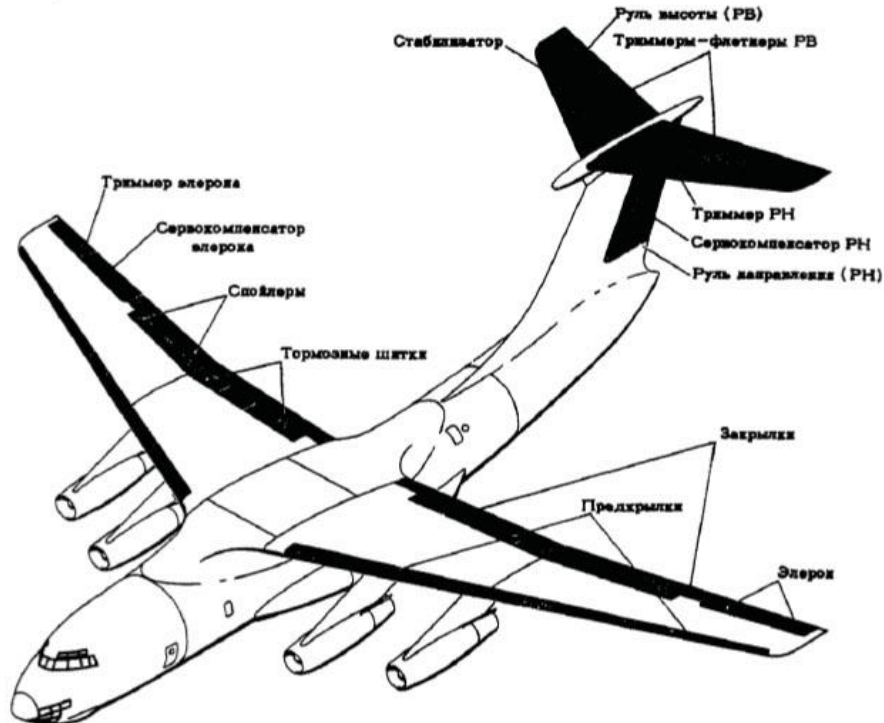


Рис. 3.17. Поверхности управления самолетом Ид-76ТД

Кроме общих для всех агрегатов самолета требований, включают обеспечение эффективного управления по крену на всех режимах полета самолета

Удовлетворение этого основного требования достигается: исключением заклинивания элеронов при изгибе крыла в полете; весовой балансировкой элеронов; уменьшением шарнирных моментов; уменьшением дополнительных сопротивлений в отклоненном и убранном положениях; уменьшением момента рыскания при отклонении элеронов и др.

Стремление улучшить взлетно-посадочные характеристики на легких маневренных самолетах привело к появлению «зависающих элеронов» с профилированной щелью перед элероном - флапшеронов, работающих как в элеронном режиме, так и в режиме закрылков.

Механизация носовой части крыла

Механизация носовой части крыла предназначена для затягивания срыва обтекающего крыло потока на большие углы атаки и увеличения вследствие этого значений максимального коэффициента подъемной силы. К средствам

механизации носовой части крыла, получившим наибольшее распространение, относятся такие подвижные части крыла, как предкрылки и отклоняемые носки.

Предкрылки - профилированная часть крыла, расположенная в носовой части и предназначенная для улучшения аэродинамических характеристик крыла [15]. Предкрылки состоят из нескольких секций, соединяющихся с каркасом крыла либо посредством рельсов и винтовых механизмов, соединенных с трансмиссией, либо с помощью кронштейна на предкрылке и кулисного механизма в носовой части крыла (рис. 3.18).

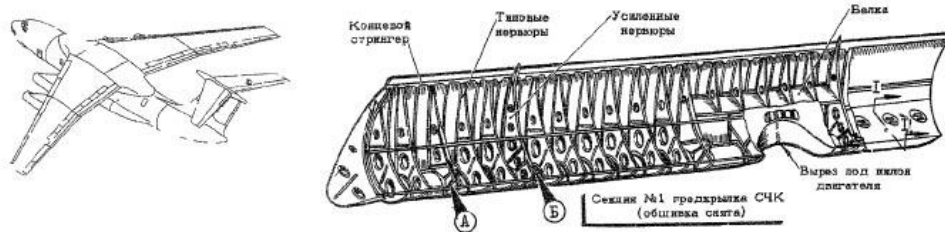


Рис. 3.18. Предкрылки самолета Ил-76ТД

Обеспечивая значительный запас по критическим углам атаки предкрылки и отклоняемые носки являются теми средствами, которые помимо увеличения коэффициента подъемной силы обеспечивают возможность реализации прироста коэффициента, даваемого средствами механизации. При размещении механизации на концах крыла затягивание срыва повышает эффективность элеронов на больших углах атаки и поперечную устойчивость самолета. Особенно это важно для самолетов со стреловидными крыльями.

Механизация хвостовой части крыла

Закрылки - профилированная подвижная часть крыла, расположенная в его хвостовой части и отклоняемая вниз для увеличения подъемной силы крыла. При этом увеличивается и сопротивление самолета (рис. 3.19).

Различают:

Поворотный закрылок - закрылок, поворачиваемый вокруг связанной с крылом оси вращения.

Выдвижной закрылок - закрылок, поворачиваемый относительно оси вращения и одновременно смещаемый назад вдоль хорды крыла для увеличения его площади.

Щелевой закрылок - закрылок, при отклонении которого между его носком и крылом образуется профилированная щель.

Многощелевой закрылок - закрылок, составленный из нескольких подвижных звеньев, отклоняющихся на разные углы и разделяющихся профилированными щелями (рис. 3.19).

Конструкция закрылка состоит из каркаса и обшивки. Каркас обычно состоит из одного лонжерона, стрингеров и нервюр.

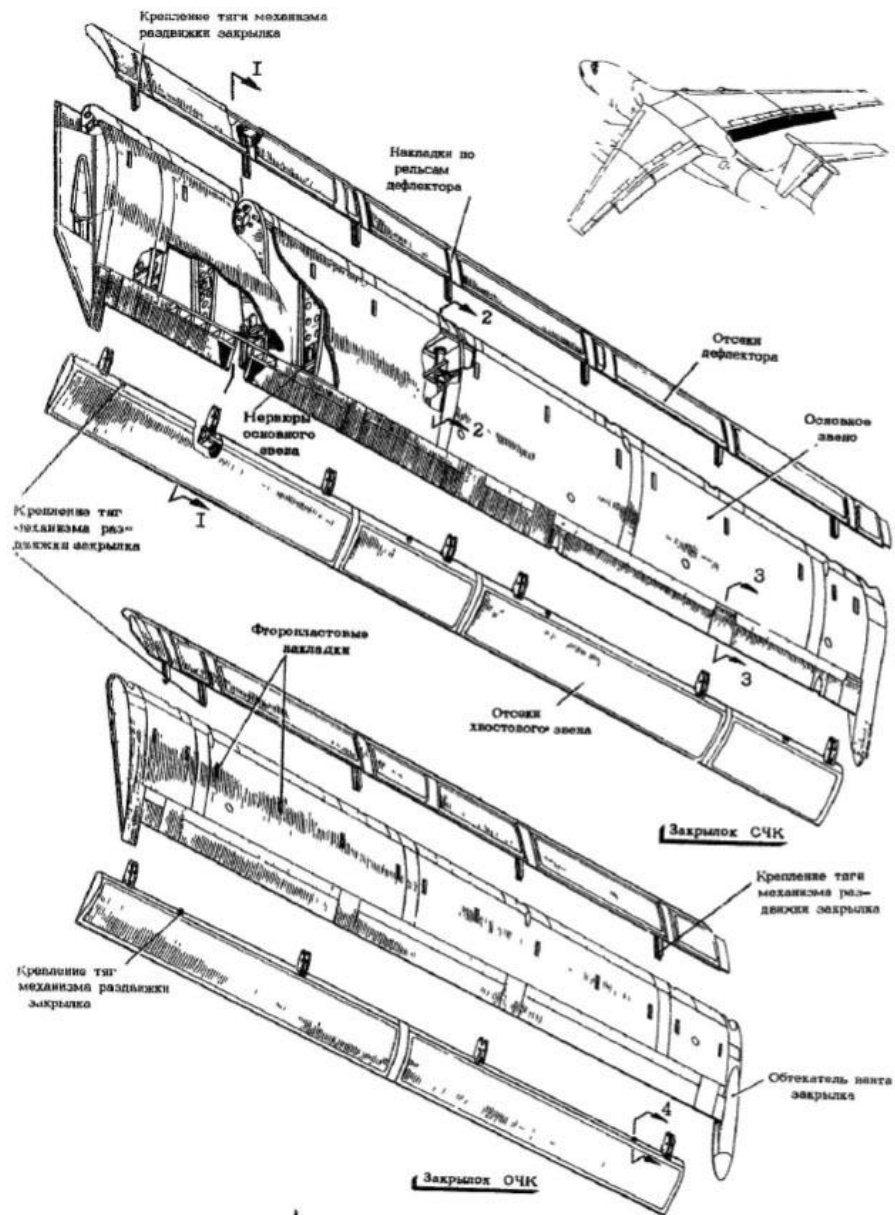


Рис. 3.19. Общий вид закрылков самолета Ил-76ТД

Щитки - подвижная часть нижней поверхности крыла у его задней кромки, отклоняемая вниз для увеличения подъемной силы крыла и его сопротивления. Различают щитки с фиксированной осью вращения и выдвигаемые. Прирост подъемной силы получается за счет увеличения эффективной кривизны профиля при выпуске щитков и отсоса пограничного

слоя с верхней поверхности крыла в зону разрежения за щитком. Критические углы атаки крыла с выпущенными и убранными щитками близки между собой. Для выдвижных щитков прирост подъемной силы получается еще и за счет увеличения площади крыла.

Триммер - вспомогательная рулевая поверхность, расположенная в хвостовой части элерона и предназначенная для уменьшения (снятия) усилий на органах управления самолетом при изменении режима полета (рис. 3.21).

Назначение и составные части хвостового оперения Ил-76ТД

Хвостовое оперение предназначено для обеспечения устойчивости и управляемости самолета. Оно состоит из горизонтального оперения (ГО), вертикального оперения (ВО) и обтекателя (рис. 3.20 и рис. 3.21).

Горизонтальное оперение (ГО) состоит из стреловидного стабилизатора (рис. 3.20) и двух рулей высоты (РВ) с триммером-флетнером на каждом. Горизонтальное оперение подвижно закреплено на верхней части киля.

Вертикальное оперение состоит из: неподвижного стреловидного киля и руля направления (РН) с сервокомпенсатором и триммером (рис. 3.21).

Обтекатель закрывает стык стабилизатора с килем. На хвостовом оперении размещены:

- элементы электрообогрева передних кромок киля и стабилизатора;
- блоки и антенны радиотехнического оборудования агрегаты и тяги управления рулями высоты, направления и стабилизатором.



Рис. 3.20. Общий вид хвостовой части самолета Ил-76ТД

Для обслуживания узлов конструкции, агрегатов управления, радионавигационного и электрооборудования на хвостовом оперении имеются

люки и съемные панели. Внутренний лаз кесонной части кия позволяет производить осмотр системы управления и конструкцию и обеспечивает выход на поверхность стабилизатора.

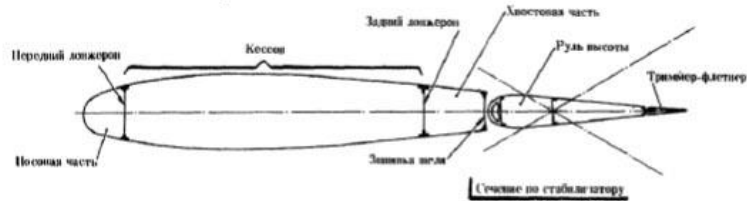


Рис. 3.21. Схема горизонтального оперения самолета Ил-76ТД

3.2.4 Шасси воздушного судна

Опора самолета (вертолета) - устройство, воспринимающее нагрузки самолета (вертолета) при посадке, передвижении и стоянке на земле, палубе корабля или воде.

Шасси самолета (вертолета) - совокупность опор самолета (вертолета), необходимая для взлета, посадки, передвижения и стоянки на земле, палубе корабля или воде.

Основная опора самолета (вертолета) - опора самолета (вертолета), размещенная вблизи центра тяжести самолета (вертолета).

Шасси самолета (вертолета) с передней опорой - трехопорное шасси самолета (вертолета), включающее основные и переднюю опоры.

Демпфер шимми самолета (вертолета) - часть шасси самолета (вертолета), представляющая собой демпфер для защиты самолета (вертолета) от вибрации колеса [11].

К основным геометрическим параметрам шасси относятся (рис. 3.22): v – продольная база шасси; B – поперечная база шасси (колея); e , a – вынос основных и передней опор шасси; φ_0 – посадочный угол (угол опрокидывания на «хвост»); $\varphi_{ст}$ – стояночный угол; γ , ε – угол выноса основных опор в продольном и поперечном направлениях.

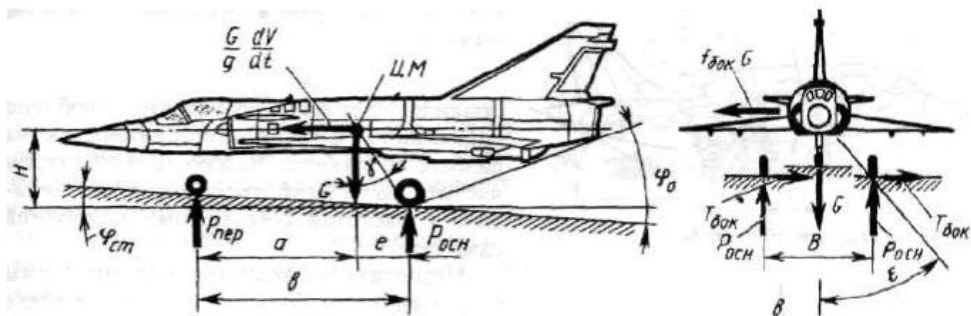


Рис. 3.22. Основные параметры трехопорной схемы шасси самолета с передней опорой

Шасси самолета Ил-76ТД

Шасси самолета состоит из управляемой носовой ноги с четырьмя подтормаживаемыми (при уборке ноги) колесами и четырех главных ног с четырьмя тормозными колесами на каждой ноге (рис 3.23).

Все ноги шасси имеют пневмогидравлические амортизаторы.

Уборка и выпуск носовой и задней пары главных ног производятся от гидросистемы № 2, уборка и выпуск передней пары главных ног - от гидросистемы № 1. Если при выпуске шасси отказала одна из гидросистем, вторая гидросистема участвует в аварийном выпуске невыпущенных от отказавшей гидросистемы ног. Ниши отсеков ног, как при выпущенном, так и при убранном положениях ног закрыты створками.

Электросистема управления уборкой и выпуском шасси обеспечивает:

- необходимую последовательность срабатывания агрегатов системы с автоматическим открытием и закрытием створок;
- блокировку уборки шасси при обжатых амортизаторах передней левой и задней правой главных ног.

На самолете предусмотрены:

- световая сигнализация выпущенного и убранного положений ног;
- электрические указатели выпущенного, убранного (и промежуточного) положений ног шасси;
- дополнительная световая и звуковая сигнализация положений ног шасси (табло красного цвета «Выпусти шасси», сирена и сигнал речевой информации), которые включаются при заходе на посадку с убранными ногами (или хотя бы одной из ног) шасси.

Все колеса главных ног имеют гидравлические тормоза.

Управление тормозами производится от тормозных подножек педалей руля направления с мест левого или правого летчиков.

Затормаживание колес главных ног на стоянке, а также подтормаживание этих колес при уборке шасси осуществляется по отдельной линии от гидроаккумуляторов тормозов. Колеса носовой ноги подтормаживаются при уборке шасси. Давление жидкости на подтормаживание поступает из линии уборки этой ноги.

На стоянке самолета под колеса главных ног необходимо устанавливать упорные колодки и при хранении более 10 суток необходимо надеть чехлы на все пневматики колес.

Для исключения самопроизвольной уборки шасси необходимо законтрить замок выпущенного положения носовой ноги шпилькой с красным вымпелом.

После выполнения работ по ТО, закрывание створок каждой из ног шасси на стоянке производится только от гидросистемы с помощью соответствующих (каждой из ног) наземных переключателей. Во время закрывания створок шасси работа всеми другими потребителями гидросистемы

запрещается. В конце закрытия створок шасси, при включенном положении соответствующего переключателя сделайте выдержку 3-5 секунд.

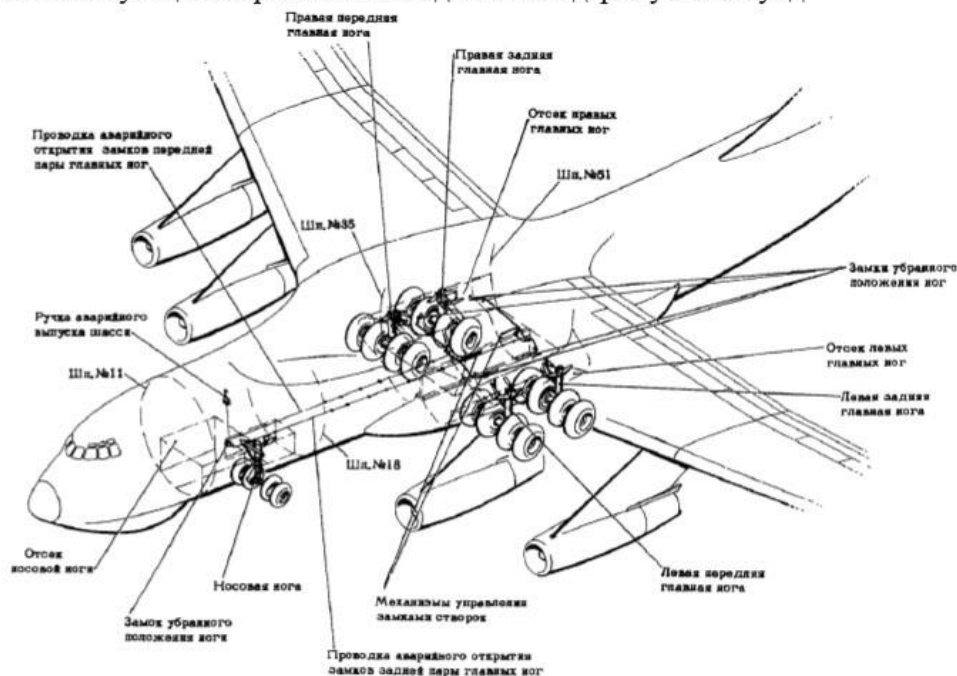


Рис. 3.23. Схема шасси самолета Ил-76ТД

Осмотр (проверка) амортизатора ГНШ

При выполнении осмотра амортизатора и убедитесь в том, что:

- не нарушена его герметичность;
- нет трещин сварных швов цилиндра-амортизатора и проушин крепления шлиц-шарнира;
- хромированная поверхность полностью выпущенного штока амортизатора не повреждена.

Допускается наличие следующих микроповреждений хромированного покрытия штока амортизатора шасси:

- продольные риски: длиной - не более 400 мм, шириной - не более 1 мм, глубиной - не более толщины хромированного покрытия;
- поперечные микротрещины в виде «дорожек» (скоплений): длина трещин в «дорожке» - не более 10 мм, число трещин в «дорожке» и число дорожек на штоке - без ограничения.
- единичные поперечные микротрещины: длиной 15-17 мм - не более 1 шт., длиной 11-14 мм - не более 5 шт. при расстоянии между ними не менее 15 мм по длине штока.

Осмотр полностью выпущенного штока производится при проверке уровня жидкости в амортизаторе и зарядке его азотом, а также при выполнении работ, связанных с установкой самолета на гидropодъемники.

Негерметичность амортизатора, трещины его сварных швов и проушин, повреждения хромированного покрытия его штока недопустимы.

При проверке величины усадки амортизатора и трафарет на главной ноге, осмотрите указатель обжатия амортизатора. Убедитесь в том, что крепеж указателя надежен и не нарушена контровка стрелки предельного обжатия амортизатора. Убедитесь по целостности этой контровки и что «грубая» посадка не была совершена.

В случае необходимости проверьте давление в амортизаторе и зарядите его азотом (рис. 3.24).

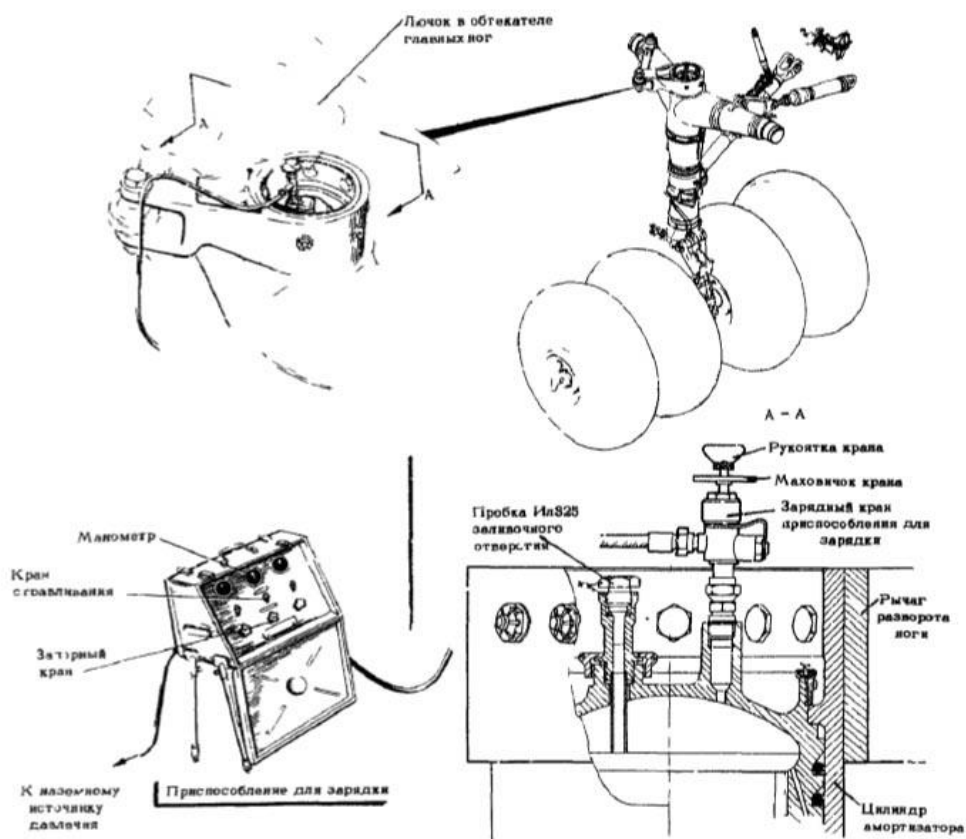


Рис. 3.24. Зарядка амортизатора ГНШ самолета Ил-76ТД азотом

3.5 Летно-технические характеристики летательных аппаратов

3.5.1 Общие сведения о летно-технических характеристиках летательных аппаратов

Летно-технические характеристики (ЛТХ), относящиеся ко всему полету или его этапам, характеризуют возможности ЛА и его соответствие тактико-техническим требованиям.

ЛТХ включают:

- диапазон высот и скоростей, в которых возможен безопасный полет;
- дальность и продолжительность полета в зависимости от массы полезной нагрузки и количества топлива;
- маневренные характеристики;
- взлетно-посадочные характеристики (ВПХ).

Помимо этого, в ЛТХ входит ряд технических показателей, описывающих грузоподъемность самолета, его эксплуатационные особенности (класс аэродрома базирования, время наземного обслуживания и т.п.), уровень безопасности, комфорта и т.д. [3].

Данные о ЛТХ самолета определяются в достаточном объеме и приводятся в руководстве по летной эксплуатации самолета в целях представления эксплуатантам необходимой информации для определения полной массы самолета на основе специфических для предполагаемого полета значений соответствующих эксплуатационных параметров с тем, чтобы полет мог быть выполнен с достаточной степенью гарантии в отношении обеспечения минимального безопасного уровня ЛТХ.

ЛТХ, предписанные для самолета, совместимы с условиями эксплуатации логически оправданных сочетаний тех систем и оборудования самолета, использование которых может повлиять на его летно-технические характеристики.

Летно-технические характеристики при максимальной массе, установленной для взлета и посадки в зависимости от превышения аэродрома над уровнем моря или барометрической высоты в условиях стандартной атмосферы или в указанных атмосферных условиях при отсутствии ветра, а для гидросамолетов – в указанных условиях при спокойном состоянии воды должны быть такими, чтобы самолет был способен обеспечивать достижение минимальных характеристик, без учета препятствий или длины разбега (пробега) по ВПП или водной поверхности [6].

Информация о ЛТХ должна охватывать весь диапазон эксплуатационных значений веса самолета, высоты полета, температуры, конфигураций самолета и режимов работы двигателя, а также любых других эксплуатационных переменных, представленных в виде эксплуатационных ограничений летных характеристик для данного самолета.

Если дополнительная информация по ЛТХ касается полетов на заданной высоте, то представленные данные должны охватывать диапазон

барометрических высот в пределах, как минимум, заданной высоты ± 300 м (1000 футов) для того, чтобы эксплуатант мог адекватно оценить изменения ЛТХ в зависимости от барометрической высоты. Подобные данные рекомендуется приводить в отдельном подразделе или приложении к ЛР. К ЛР могут прилагаться программные средства автоматизированного расчета взлетно-посадочных и ЛТХ, утвержденные разработчиком самолета [7].

3.5.2 Основные лётно-технические характеристики самолета Ил-76ТД

Диапазон эксплуатационных центровок 20 - 40% САХ. Предельно передняя центровка ограничена располагаемым запасом продольного управления (особенно при посадке), а предельно задняя - из условия не выхода за допустимые значения вертикальной перегрузки из-за уменьшения запаса продольной статической устойчивости [4].

Таблица 3.1

Допустимые предельные центровки для взлёта и посадки для самолёта Ил-76ТД

Запас топлива на старте, т		84,6	80	70	60	50	40	30	20	10
Допустимая центровка, % САХ	Передняя	22,9	22,9	22,9	22,9	22,9	22,9	22,6	22,3	22
	задняя	33	33,7	35,2	36,4	38	38,5	39,0	39,5	40

Ограничения по условиям эксплуатации самолёта.

Разрешается эксплуатация самолёта днём и ночью, в условиях визуального полёта и полёта по приборам, в условиях обледенения и при полёте над большими водными пространствами.

Полёты в условиях обледенения разрешаются:

- при температуре наружного воздуха не ниже -15°C ;

- при интенсивности обледенения не выше 2 мм/мин (по указателю «ЛЁД» сигнализатора-интенсиметра обледенения). Допустимое время полёта в условиях обледенения не более 15 мин. При температуре наружного воздуха ниже -15°C и при интенсивности обледенения выше 2 мм/мин необходимо принять меры для выхода из зоны обледенения.

Таблица 3.2

Ограничения для самолета Ил-76ТД

Этап полёта	$T_n, ^{\circ}\text{C}$	Высота, м (по атмосферному давлению)	Уклон ВПП, %
Взлёт	$-55 \div +45$	$-300 \div +1800$	$-2 \div +2$
Посадка	$-55 \div +45$	$-300 \div +1800$	$-2 \div +2$
Полёт по маршруту	$-70 \div +45$	$400 \div 12000$	-

Выполнение полётов на малых высотах при $T_n > +35$ °С продолжительностью более 1 часа не рекомендуется.

Допустимый диапазон маневренных перегрузок в полёте для самолёта Ил-76ТД в полёте с массой 170 – 190 тонн:

- с убранной механизацией крыла: $-0,3 \div +1,8$;
- с выпущенной механизацией крыла: $+0,2 \div +1,5$.

Приборные скорости, рекомендуемые при полёте в условиях сильной турбулентности.

$$V_{пр} = (G + 300) \text{ км/ч}$$

Ограничения по приборным скоростям и числу М.

Максимально допустимая $V_{пр}$ в условиях нормальной эксплуатации с убранной механизацией для всех масс самолёта:

- с $G_{топл.} \geq 5$ т (в крыльевых баках) – $V_{пр} = 600$ км/ч;
- с $G_{топл.} < 5$ т (в крыльевых баках) – $V_{пр} = 550$ км/ч.

Максимально допустимая приборная скорость уборки и выпуска шасси в условиях нормальной эксплуатации $V_{пр} = 370$ км/ч. При заходе на посадку с весом, превышающем $G_{дос.} > 151.5$ тонн (для Ил-76ТД) допускается выпуск шасси на $V_{пр}$ не более 390 км/ч. Из условия прочности створок главных ног шасси (ГНШ).

Максимально допустимая $V_{пр}$ при аварийном выпуске шасси $V_{пр} = 350$ км/ч, из условия располагаемой мощности гидравлической системы, при превышении этой $V_{пр}$ возможно заклинивание ГНШ в промежуточном положении.

Максимально допустимая $V_{пр}$ при выпуске шасси для экстренного снижения $V_{пр} = 500$ км/ч. При выпущенных шасси после закрытия створок шасси $V_{пр}$ допускается вплоть до максимально допустимой (в том числе для экстренного снижения) - 600 км/ч.

Таблица 3.3
Максимально допустимая $V_{пр}$ с выпущенной механизацией Ил-76ТД

Угол отклонения δ_n (предкрылков), δ_3 (закрылков)	Максимально-допустимая скорость, км/ч
$\delta_n = 14^0$	400
$\delta_n = 25^0$	380
$\delta_3 = 15^0$	400
$\delta_3 = 30^0$	380
$\delta_3 = 43^0$	280

Из условия прочности механизации крыла. А при $\delta_3 = 43^0$ из-за мощного срыва потока с нижней поверхности крыла, что вызывает сильную тряску самолёта.

Если $G_{\text{пос.}} \leq G_{\text{пос. макс.}}$, то желательно не превышать $V_{\text{пр}}$:

- $\delta_3 = 30^\circ$ - $V_{\text{пр}} = 370$ км/ч;

- $\delta_3 = 43^\circ$ - $V_{\text{пр}} = 280$ км/ч.

Для самолёта Ил-76ТД, при заходе на посадку с $G_{\text{пос.}} > G_{\text{пос. макс. доп.}}$ при $\delta_{\text{д}}/\delta_3 = 25/43^\circ$ допускается $V_{\text{пр}}$ не более 300 км/ч.

Максимально допустимое число $M=0.77$.

Таблица 3.4

Максимально допустимая путевая скорость по условиям прочности пневматиков колёс для равнинных аэродромов

	БВПП	ГВПП	При вынужденной посадке на БВПП или ГВПП
$V_{\text{отр}}$	330	230	-
$V_{\text{кас}}$	280	210	350

Максимально допустимая $V_{\text{пр}}$ при выпуске тормозных щитков (на земле), из условий симметричности их выпуска $V_{\text{пр}} = 250$ км/ч (возникает большой кренящий и разворачивающий момент).

Таблица 3.5

Максимально допустимые скорости ветра

Коэффициент сцепления	$\mu \geq 0,55$	$0,55 \leq \mu < 0,5$	$0,4 \leq \mu < 0,5$	$0,3 \leq \mu < 0,4$
Максимально допустимая скорость ветра, м/с	15*	12	10	7

* - при отсутствии попутной составляющей.

При буксировке самолёта допустимый ветер любого направления составляет $W \leq 25$ м/с.

Попутный ветер при взлёте и посадке составляет $W \leq 5$ м/с (из условий прочности пневматиков колёс из-за большой путевой скорости).

Встречный ветер при взлёте и посадке самолета Ил-76ТД должен быть $W \leq 25$ м/с (из условия возможного сдвига ветра, что приводит к кратковременной потере $V_{\text{пр}}$ и, как следствие, «просадке самолёта»).

Таблица 3.6

Максимально допустимый угол атаки $\alpha_{\text{max доп}}$ (центровка - 25%)

Число М	$\leq 0,54$	0,6	0,7	0,74	0,77
$\alpha_{\text{max доп}}^0$	15	13,5	11	10	9

При полёте с убранной механизацией выход на большие углы атаки сопровождается появлением слабой тряски, которая усиливается с ростом угла атаки. При полёте с выпущенной механизацией предупредительная тряска практически отсутствует. При полёте с конфигурацией $\delta_n/\delta_3=25/43$ градусов случае создания $N_y < 1$ (штурвал от себя) или при планировании на повышенных приборных скоростях угол атаки может быть меньше 0 градусов, что приводит к развитию срыва с нижней поверхности крыла, сопровождающемуся тряской.

Таблица 3.7

Конфигурация самолёта (положение закрылков и предкрылков при взлёте и на посадке)

Этап полёта	δ_n , град	δ_3 , град
1. Взлёт с БВПШ	14	30
2. Взлёт с ГВПШ при массе менее 120 т		
3. Взлёт с уменьшением шума на местности		
4. Посадка с заклиненной проводкой спойлеров		
5. Посадка в условиях обледенения при неработающей ПОС ХО или при наличии льда на стабилизаторе или если у экипажа нет уверенности в отсутствии льда на стабилизаторе		
6. Взлёт с ГВПШ при массе 120 т и более	25	43
7. Посадка на БВПШ и ГВПШ при нормальной эксплуатации	25	30
8. Посадка с уменьшением шума на местности		
9. Посадка с двумя неработающими двигателями		
10. Посадка с четырьмя неработающими двигателями	0	15

Основные ЛТХ самолета МС-21-300

При сертификации типа воздушного судна к Сертификату типа оформляется Карта данных Сертификата типа воздушного судна, где указывается Сертификационный базис, типовая конструкция, эксплуатационная документация, ограничения летной годности, основные ЛТХ и другая информация.



Рис. 3.25. Внешний вид самолета МС-21-300

Например, в Карте данных Сертификата типа (КДСТ) самолета транспортной категории № FATA – 01010A на самолет MC-21 указано:

1. Сертификационный базис № 741.210/21-00=0001-ORPD включает:
 - Нормы летной годности: Авиационные правила, Часть 25 «Нормы летной годности самолетов транспортной категории» (АП-25) с Поправками 1-6; Специальные технические условия и Эквивалентные требования;
 - охрана окружающей среды: Приложение 16 ИКАО «Охрана окружающей среды», том 1 «Авиационный шум» (Издание 8 от июля 2017), том 2 «Эмиссия авиационных двигателей» (издание 3 от июля 2008 года).
2. Типовая конструкция самолета определена в следующих документах:
 - а) Самолет MC-21-300. Типовая конструкция. Ведомость электронных документов № 12AR-0000-0000-001-00LE.
 - б) Эксплуатационная документация самолета MC-21-300:
 - летное руководство (ЛР) Airplain Flight Manual (AFM) № 21000-AA62F-AFM00-00;
 - ограничения летной годности (ОЛГ) / Airworthiness Limitation Section (ALS) № 21000-AA62F-AFM00-00;
 - руководство по загрузке и центровке (РЗЦ / Weight and Balance Manual (WBM) № 21000-AA62F-WBM00-00;
 - исходные требования к плановому техническому обслуживанию (ИТПТО) / Maintenance Review Board Report (MRBR) № 1211-21-00-00-133-TRWO;
 - типовой минимальный перечень оборудования (ТМПО) / Master Minimum Equipment List (MMEL) № 21000-AA62F-MMEL0-00;
 - руководство по ремонту конструкции планера (РПК) / Structural Repair Manual (SRM) № 21000-AA62F-SRM00-00

На MC-21-300 установлено два турбовентиляторных, двухконтурных, двухвальных двигателя с высокой степенью двухконтурности разработки компании International Aero Engines (США) модели PW1431G-JM.

Ограничения скорости полета:

- максимальная эксплуатационная скорость V_{mo} , узлов (kn) - 325;
- максимальное эксплуатационное число M_{mo} , 0.82.

Ограничения массы самолета, кг:

- максимальная рулежная масса (MTW) - 79 450;
- максимальная взлетная масса (MTOW) - 79 250;
- максимальная посадочная масса (MLW) - 71 300;
- максимальная масса без топлива (MinPW) - 68100;
- минимальная полетная масса (MLW) - 47 100;
- максимальная масса заправляемого топлива - 20 400 при плотности 0.78 г/см^3 ;
- максимальная коммерческая нагрузка - 21 000.

В состав летного экипажа входит два летчика (командир и второй пилот), шесть бортпроводников (кабинный экипаж). Максимальное количество перевозимых пассажиров - 175 человек.

Максимальная эксплуатационная высота для МС-21-300 - 12 200 метров (40 000 футов).

Эксплуатационные ограничения:

- связанные с температурой окружающего наружного воздуха у земли: не ниже -30°C и не выше $+30^{\circ}\text{C}$;

- по максимальной высоте расположения аэродрома: при значениях барометрической высоты расположения над уровнем моря от -300 до $+900$ метров.

По максимальной составляющей скорости ветра: встречной – 40 узлов, попутной – 10 узлов, боковой 23 узла.

4. ЗАДАНИЯ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ПЗ

Задание 1.

По предложенным преподавателем вариантам из перечня минимального оборудования (ПМО) определить возможность продолжения полета и этап устранения отказа (повреждения) (Приложение Б).

ПМО самолета Ил-76ТД составлен в виде таблицы по функциональным системам (ФС) самолета. В таблице указывается следующая информация.

Код и название ФС, код системы соответствует АТА100, код и название агрегата, который может быть неработоспособен при вылете самолета, код агрегата соответствует РЭ-76ТД;

Допустимый период эксплуатации самолета с данным неработоспособным оборудованием:

А2 - повреждение устраняется не позднее, чем на ближайшей предполетной подготовке самолета в базовом аэропорту, но не позднее, чем через 3 летных дня или не позднее ближайших 15-дневных работ (что раньше наступит), при этом допускается вылет из базового аэропорта, если нет соответствующих указаний и ограничений в графе «Условия и ограничения»;

Б – повреждение устраняется в возможно короткий срок, но не позднее ближайших 15-ти дневных работ;

Количество агрегатов данного типа и одинакового назначения, установленных на самолете, минимальное количество исправных агрегатов данного типа и одинакового назначения, с которым разрешатся вылет самолета;

Условия и ограничения, которые должны быть соблюдены при вылете самолета с данным видом неисправного оборудования:

(О) – ответственность за обеспечение условий и ограничений возлагается на экипаж самолета;

(М) – ответственность за обеспечение условий и ограничений возлагается на наземный инженерно-технический персонал.

Задание 2.

Определить необходимость дозаправки (стравливания) давления в амортизаторах задней пары главных ног шасси самолета Ил-76ТД в соответствии с вариантом (табл. 4.1). в зависимости от массы, центровки самолета и температуры окружающего воздуха (Приложение В).

Таблица 4.1

Исходные данные для расчета взлетных характеристик

№ п/п	Масса самолета, т	Центровка самолета, %	Температура наружного воздуха Тн, °С	Давление в амортизаторах, кг с/см ²	Обжатие амортизаторов, мм
1	130	20	+ 45	120	325
2	125	32	0	80	340
3	150	35	+ 15	90	320
4	160	30	+ 20	100	300

Таблица 4.1 (продолжение)

№ п/п	Масса самолета, т	Центровка самолета, %	Температура наружного воздуха Тн, °С	Давление в амортизаторах, кг с/см ²	Обжатие амортизаторов, мм
5	110	30	- 10	80	280
6	190	30	- 10	80	290
7	180	30	- 30	150	300
8	175	28	- 40	100	350
9	165	30	- 5	100	380
10	155	32	+ 5	100	400
11	145	36	+ 10	90	360
12	140	35	+ 20	120	400
13	135	32	0	100	380
14	130	25	- 20	60	400
15	125	28	- 35	95	360

Задание 3.

Определить необходимую длину разбега самолета Ил-76ТД в соответствии с вариантом для указанных температур наружного воздуха (табл. 4.2). При анализе следует учитывать, что тяга двигателей Д-30КП-2 сохраняется до температуры + 23 °С и далее начинает снижаться. Определять длину разбега необходимо по Приложению Г.

Таблица 4.2

Исходные данные для расчета взлетных характеристик

№ задания	Температура наружного воздуха Тн, °С	Высота аэродрома, м	Взлетная масса, т	Уклон ВПП, %	Ветер. м/с	
					Попутный	Встречный
1	15	0	190	1	0	5
2	- 20	500	150	2	5	0
3	0;	1000	175	1	10	0
4	10	1500	180	2	20	0
5	- 25	0	180	1	0	10
6	20	500	190	2	0	15
7	25	1000	150	1	5	0
8	- 30	0	135	1	0	0
59	35	500	140	2	0	5
10	- 25	100	145	1	5	0
11	30	0	160	2	0	20
12	- 45	1000	145	1	0	0
13	35	0	180	2	0	5
14	40	0	135	1	0	15
15	35	500	170	2	5	0

ЛИТЕРАТУРА

1. «Воздушный кодекс Российской Федерации» от 19.03.1997 N 60-ФЗ (ред. от 03.08.2018) (с изм. и доп., вступ. в силу с 14.08.2018).
2. ГОСТР 53863- 2010 Воздушный транспорт. Система технического обслуживания и ремонта авиационной техники. Термины и определения.
3. Основы аэродинамики и летно-технические характеристики воздушных судов: учебно-методическое пособие по проведению практических занятий и лабораторных работ / В.В. Трофимов, В.Г. Ципенко, И.А. Чехов. – Воронеж: «ООО МИР», 2019. – 60 с.
4. Руководство по летной эксплуатации самолета Ил-76ТД.
5. Приложение 6 к Конвенции о международной гражданской авиации. Эксплуатация воздушных судов Часть 1.
6. Приложение 8 к Конвенции о международной гражданской авиации Летная годность воздушных судов.
7. ОСТ 1 02791-2010 Воздушные суда гражданской авиации. Документы по летной эксплуатации. Общие требования.
8. Основы поддержания летной годности воздушных судов. Учебное пособие /Ю.И. Самуленков, С.Н. Яблонский, Н.Н. Босых / – М.: ИД Академии Жуковского, 2019 - 80 с.
9. Житомирский Г.И. Конструкция самолетов М.: Машиностроение, 1995
10. ГОСТ 27693-2012 Документация эксплуатационная на авиационную технику.
11. ГОСТ 21891-76 Группа Д00 Государственный стандарт союза ССР Шасси самолетов и вертолетов.
12. ГОСТ 18322-2016 Система технического обслуживания и ремонта техники.
13. В.Н. Климов, Д.М. Козлов Современные авиационные конструкционные сплавы. - Самара: Изд-во Самарского университета, 2017. - 40 с.
14. Самолет Ил-76ТД Инструкция по технической эксплуатации глава 21.
15. ГОСТ 21890-76 Группа Д00 Государственный Стандарт СССР Фюзеляж, крылья и оперение самолетов и вертолетов. М.: Издательство стандартов, 1976
16. Руководство по технической эксплуатации самолета RRJ-95. Раздел 53 – Фюзеляж.

5. ПОРЯДОК ПРОВЕДЕНИЯ ПРАКТИЧЕСКОГО ЗАНЯТИЯ

В процессе подготовки к ПЗ (заблаговременно – за 2-3дня до ПЗ) студенты знакомятся с содержанием данного учебно–методического пособия (раздел 2. Методические указания).

Для проведения ПЗ студенты группы делятся на бригады по два-три человека. Расчеты проводятся в соответствии с указанным преподавателем вариантом.

В процессе выполнения ПЗ студенты:

- 1) готовят краткие письменные ответы на предложенные вопросы для включения их в отчеты по ПЗ;
- 2) используя основные расчетные зависимости, получают искомые результаты по своему варианту;
- 3) по результатам расчетов оформляют выводы по ПЗ.

6. ОФОРМЛЕНИЕ ОТЧЕТА ПО ИТОГАМ ПЗ

Отчет по ПЗ оформляется студентами на листах формата А4 и должен содержать:

1. Титульный лист (Приложение А).
2. Письменные ответы на вопросы раздела 2.
3. Результаты расчетов по вариантам, указанным преподавателем.
4. Выводы по результатам проведения практических занятий.

Форма отчета о практическом занятии

**МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

**Кафедра «Техническая эксплуатация летательных
аппаратов и авиационных двигателей»**

Практические занятия

_____ (зачтено, не зачтено)

_____ (руководитель: уч. степень, звание, Ф.И.О)

_____ «__» _____ 20...г.
(подпись) (дата)

ОТЧЕТ

по практическому занятию
дисциплины
«Введение в профессию»

Тема ПЗ: «.....»

Отчет подготовил студент
группы _____
(номер группы)

_____ Подпись (Ф.И.О.)

«__» _____ 20... г.

Москва – 20...г.

ОСНОВНОЙ ПЕРЕЧЕНЬ МИНИМАЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ	
САМОЛЕТ ИЛ-76МД	ИЗМЕНЕНИЕ №: СТРАНИЦА: 28 - 1 ДАТА:

КОД СИСТЕМЫ, АГРЕГАТА	1. ДОПУСТИМЫЙ ПЕРИОД ЭКСПЛУАТАЦИИ С НЕРАБОТОСПОСОБНЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ		3. МИН. ДОПУСТИМОЕ ДЛЯ ВЫЛЕТА	4. УСЛОВИЯ И ОГРАНИЧЕНИЯ
	2. КОЛИЧЕСТВО НА САМОЛЕТЕ			
АГРЕГАТ				
02800 ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА 47.13.01 Насос перекачки топлива из резервного бака в ГО ЭЦНГ-10с76	А ₂	8	7	(О)(М) Отказавший насос должен быть отключен
Насос перекачки топлива из дополнительного бака в РО ЭЦНГ-10с76	А ₂	8	6	(О)(М) При отказе не более одного насоса на каждом полете. Отказавший насос должен быть отключен. Вылет с базового аэропорта не допускается
Насос перекачки топлива из дополнительного бака в РО ЭЦНГ-10с76	А ₂	8	7	(О)(М) Отказавший насос должен быть отключен.
	А ₂	8	6	(О)(М) При отказе не более одного насоса на каждом полете. Отказавший насос должен быть отключен. Вылет с базового аэропорта не допускается

ОСНОВНОЙ ПЕРЕЧЕНЬ МИНИМАЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ	
САМОЛЕТ ИЛ-76МД	ИЗМЕНЕНИЕ №: СТРАНИЦА: 27 - 26 ДАТА:

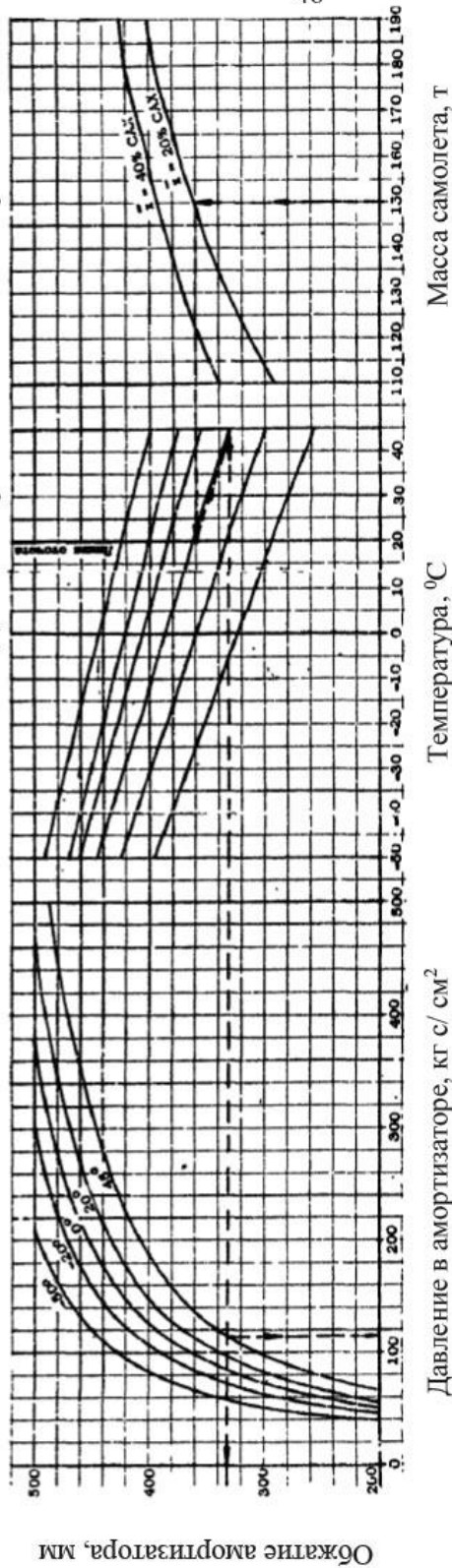
КОД СИСТЕМЫ, АГРЕГАТА	1. ДОПУСТИМЫЙ ПЕРИОД ЭКСПЛУАТАЦИИ С НЕРАБОТОСПОСОБНЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ		3. МИН. ДОПУСТИМОЕ ДЛЯ ВЫЛЕТА	4. УСЛОВИЯ И ОГРАНИЧЕНИЯ
	2. КОЛИЧЕСТВО НА САМОЛЕТЕ			
АГРЕГАТ				
31.80.00 (продолжение) Сигнальная лампа СЛМ-61 - «Предкрылки выпускаются»	А ₂	2	0	(О)(М) Указатель положения предкрылков и табло «Отклонен» должны быть исправны. Убедиться, что в убранным положении упоры БМ ₁ и БМ ₂ не соприкасаются. Вылет с базового аэропорта не допускается
Табло СПИ-2 - «Отклонен лев»	А ₂	1	0	(М) Указатель положения предкрылков должен быть исправен. Вылет с базового аэропорта не допускается
- «Отклонен прав»	А ₂	1	0	(М) Указатель положения предкрылков должен быть исправен. Вылет с базового аэропорта не допускается

ОСНОВНОЙ ПЕРЕЧЕНЬ МИНИМАЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ		ОСНОВНОЙ ПЕРЕЧЕНЬ МИНИМАЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ	
САМОЛЕТ ИЛ-76МД	ИЗМЕНЕНИЕ №: СТРАНИЦА: 28 - 2	САМОЛЕТ ИЛ-76МД	ИЗМЕНЕНИЕ №: СТРАНИЦА: 28 - 3
ДАТА:		ДАТА:	
КОД СИСТЕМЫ, АГРЕГАТА		КОД СИСТЕМЫ, АГРЕГАТА	
1. ДОПУСТИМЫЙ ПЕРИОД ЭКСПЛУАТАЦИИ С НЕРАБОТОСПОСОБНЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ		1. ДОПУСТИМЫЙ ПЕРИОД ЭКСПЛУАТАЦИИ С НЕРАБОТОСПОСОБНЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ	
2. КОЛИЧЕСТВО НА САМОЛЕТЕ		2. КОЛИЧЕСТВО НА САМОЛЕТЕ	
3. МИН. ДОПУСТИМОЕ ДЛЯ ВЫЛЕТА		3. МИН. ДОПУСТИМОЕ ДЛЯ ВЫЛЕТА	
4. УСЛОВИЯ И ОГРАНИЧЕНИЯ		4. УСЛОВИЯ И ОГРАНИЧЕНИЯ	
47.13.01 (продолжение) Насос перекачки топлива из главного бака в РО ЭЦНГ-10с76	А ₂ 4 3	А ₂ 12 11	(М) Заправку топливом бака с отказавшим клапаном производить сверху через заливную горловину. Отказавший клапан должен быть закрыт.
47.21.02 Магистральный кран заправки 6154.100.000	А ₂ 1 0	А ₂ 12 10	(М) Заправку топливом баков с отказавшими клапанами производить сверху через заливные горловины. Отказавшие клапаны должны быть закрыты. Вылет с базового аэропорта не разрешается.
		А ₂ 4 3	(О)(М) Краны кольцевания должны быть исправны. При взлете, наборе высоты и при посадке необходимо открыть кран кольцевания, соединяющий магистраль с одним работающим насосом и магистраль с двумя работающими насосами. Отказавший насос должен быть отключен. Учсть, что невыдаваемые остатки топлива в Р.О. с отказавшим насосом подкачки: Г ₁ или Г ₄ – 350л Г ₂ или Г ₃ – 200 л
47.21.03 Клапан заправки вздуха/заправки 6150.110.000			
47.22.01 насос подкачки ЭЦНГ-10с76 (без стакана отрицательных нагрузок)			

Приложение В

Обкате амортизаторов, давление в амортизаторах задней пары главных ног шасси самолета Ил-76 ТД в зависимости от массы, центровки самолета и температуры окружающего воздуха

Давление зарядки $P_0 = 34 \text{ кг с/см}^2$ при $t = 20 \text{ }^\circ\text{C}$



46

Давление в амортизаторе, кг с/см² Температура, °С Масса самолета, т

Основные характеристики амортизаторов шасси самолета Ил-76ТД

Давление азота в камере № 1 ННШ кг/см ² :	17 ± 1
Давление азота в камере № 2 ННШ кг/см ² :	180 ± 4
Давление азота амортизаторов передних ГНШ кг/см ² :	48 ± 1
Давление азота амортизаторов задних ГНШ кг/см ² :	34 ± 1

