

1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1. Цель практических занятий и решаемые задачи

Целью практических занятий (ПЗ) являются:

- 1) закрепление первичных знаний по темам лекционных занятий, связанным с учебным материалом по введению студентов-первокурсников в избранную ими профессию по направлению 162300 – Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей;
- 2) приобретение первичных навыков по оценке конструктивных, эксплуатационно-технических и летно-тактических характеристик современных отечественных и зарубежных типов летательных аппаратов (ЛА).

Для достижения указанной цели для студентов выделены следующие темы ПЗ, связанные с основными разделами лекционного курса «Введение в профессию» (общий объем ПЗ – 18 ч):

- общие сведения о развитии гражданской авиационной техники;
- классификация летательных аппаратов (самолетов и вертолетов);
- основные сведения по аэродинамике летательных аппаратов;
- общая характеристика основных элементов конструкции летательных аппаратов;
- особенности технической эксплуатации и технического обслуживания планера ЛА.

1.2. Основные вопросы, подлежащие изучению

1. Какие основные типы магистральных отечественных и зарубежных самолетов эксплуатируются в гражданской авиации?
2. Дайте классификацию самолетов и вертолетов гражданской авиации.
3. Каковы аэродинамические особенности ЛА?
4. Геометрические характеристики фюзеляжа и крыла самолета.
5. Аэродинамические силы и характеристики крыла самолета.
6. Что называется полярной крыла самолета?
7. Назначение и принципиальная схема аэродинамических труб.
8. Как распределяются аэродинамические нагрузки на ЛА?
9. Назначение основных конструктивных элементов крыла и фюзеляжа.
10. Что представляет собой механизация крыла самолета; назначение основных элементов механизации крыла?
11. Что относится к органам управления летательным аппаратом?
12. Дайте характеристику внешних факторов, влияющих на техническое состояние элементов конструкции планера ЛА при его эксплуатации.
13. Перечислите типовые виды повреждений элементов конструкции планера и охарактеризуйте степень их влияния на безопасность полетов.

14. Типовые технологические операции по ТО элементов планера ЛА.

2. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАЗВИТИИ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Днем рождения гражданской авиации в нашей стране считается 9 февраля 1923г., когда в России был образован постоянный Совет по гражданской авиации.

В самом начале развития гражданской авиации были созданы самолеты: ПС-9, ПС-40, П-5, Сталь-2, ПО-2 и др.

В предвоенные годы в эксплуатацию поступили самолеты АНТ-14, АНТ-20, АНТ-6, а после отечественной войны «эксплуатация» получила самолеты Ил-12, Ил-14, Ан-2.

Во второй половине 50-х годов на трассах гражданской авиации появились первые турбореактивные и турбовинтовые самолеты: Ту-154, Ан-10, Ан-12, Ил-18, Ту-114, а также вертолеты Ми-1, Ми-4, К-15, К-18, К-26.

В последующие годы (1959-1970 гг.) поступили на эксплуатацию самолеты: Ан-24, Ту-134, Ту-154, Ил-62, Як-40, Ил-76Т и вертолеты: Ми8-Т, Ка-32, эксплуатирующиеся до настоящего времени. В 1968 г. в России был создан первый в мире уникальный сверхзвуковой самолет Ту-144 (рис.2.1).

На рубеже XX и XXI вв. на эксплуатацию в авиапредприятия России поступили отечественные самолеты Ил-96-300 и самолет Ту-204.



Взлетная масса: 180 т.
 Двигатели: 4 – НК-144 тягой 20т
 Максимальная скорость: 2,35 м
 Дальность: 6500 км
 Количество пассажиров: 140

Рис. 2.1. Сверхзвуковой пассажирский самолет Ту-144

Кроме того, стали широко осваиваться самолеты иностранного производства (в основном фирм «Боинг», «Airbus industry» и "Mc.Donnelt Douglas»).

На рис. 2.2 и 2.3 изображен вид и приведены технические данные основных отечественных и зарубежных магистральных самолетов, эксплуатирующихся в настоящее время в гражданской авиации. Основными предпосылками полного удовлетворения нужд гражданской авиации в современных самолетах и вертолетах являются создание условий для развития отечественного авиационного производства и обеспечение доминирующего роста объемов воздушных перевозок в стране на отечественной авиационной технике.



Ил-96

Длина: 55,35 м
 Размах крыла: 57,66 м
 Число мест: 235
 Максимальная взлетная масса: 240 000 кг
 Двигатели: Soloviev PS-90А x 4
 Крейсерская скорость: 900 км/ч
 Максимальная высота полета: 13000м
 Дальность полета: 10 000 км



Ил-86

Длина: 59,54 м
 Размах крыла: 48,06 м
 Число мест: 346
 Максимальная взлетная масса: 210 000 кг
 Двигатели: Kuznetsov-NK x 4
 Крейсерская скорость: 900 км/ч
 Максимальная высота полета: 11400м
 Дальность полета: 5000 км



Ty-154M

Длина: 47,90 м
 Размах крыла: 37,55 м
 Число мест: 126
 Максимальная взлетная масса: 100 000 кг
 Двигатели: Soloviev D-30KU x 3
 Крейсерская скорость: 860 км/ч
 Максимальная высота полета: 12100м
 Дальность полета: 5000 км



Ty-134

Длина: 37,05 м
 Размах крыла: 29,00 м
 Число мест: 68
 Максимальная взлетная масса: 47 000 кг
 Двигатели: Soloviev D-30-3 x 2
 Крейсерская скорость: 820 км/ч
 Максимальная высота полета: 12100м
 Дальность полета: 3000 км

Рис. 2.2. Основные магистральные отечественные самолеты



Боинг-767-300ER

Длина: 48,5 м
 Размах крыла: 47,6 м
 Число мест: 197
 Максимальная взлетная масса: 186800 кг
 Двигатели: General Electric x 2
 Крейсерская скорость: 900 км/ч
 Максимальная высота полета: 13100м
 Дальность полета: 10600 км



Аэробус А 310

Длина: 46,66 м
 Размах крыла: 43,90 м
 Число мест: 183
 Макс. взлетная масса: 157000–164000 кг
 Двигатели: CF6-80C2 x/PW4156A x 2
 Крейсерская скорость: 858 км/ч
 Максимальная высота полета: 12400м
 Дальность полета: 9000 км



Аэробус А 320

Длина: 37,57 м
 Размах крыла: 34,1 м
 Число мест: 140
 Максимальная взлетная масса: 75500 кг
 Двигатели: CFM-56-5B4P x 2
 Крейсерская скорость: 900 км/ч
 Максимальная высота полета: 11760м
 Дальность полета: 3300 км



ДС-10-40Ф

Длина: 52,50 м
 Размах крыла: 50,42 м
 Число мест: 235
 Максимальная коммерческая загрузка: 71 т
 Максимальная взлетная масса: 259000 кг
 Двигатели: Soloviev D-30KU x 3
 Крейсерская скорость: 860 км/ч
 Максимальная высота полета: 12100м
 Дальность полета: 5000 км

Рис. 2.3. Основные магистральные зарубежные самолеты, эксплуатируемые в ГА

3. КЛАССИФИКАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

3.1. Классификация самолетов

Основное назначение гражданских самолетов – перевозка пассажиров, почты, грузов и выполнение других народно-хозяйственных задач. В соответствии с этим по назначению самолеты подразделяются на транспортные, специального назначения и учебные. В свою очередь транспортные самолеты подразделяются на пассажирские и грузовые. По максимальной взлетной массе самолеты разделяются на классы (табл. 3.1).

Учебные самолеты служат для подготовки и тренировки летного состава в учебных заведениях гражданской авиации.

Самолеты специального назначения: сельскохозяйственные, санитарные, для охраны лесов от пожаров и вредителей, аэрофотосъемочных работ и т.д.

По дальности полета самолеты подразделяются на дальние магистральные (свыше 6000 км), средние магистральные (от 2500 км до 6000 км), ближние магистральные (от 1000 км до 2500 км) и самолеты местных воздушных линий (до 1000 км).

Таблица 3.1

Классы самолетов

Класс	Максимальная взлетная масса, т	Тип самолетов
1	75 и более	Ил-96, Ил-86, Ил-76Т, Ил-62, Ту-154, Ту-204
2	от 30 до 75	Ан-12, Ил-18, Ил-114, Ту-134, Як-42
3	от 10 до 30	Ан-24, Ан-26, Ан-30, Ил-14, Як-40, Ан-28
4	до 10	Ан-2, Л-410, М-15

Грузовые самолеты имеют большие внутренние объемы в фюзеляже для размещения различных грузов, более прочный пол, оснащены средствами механизации погрузо-разгрузочных работ.

Классификация самолетов по конструктивным признакам детально рассматривается в теоретическом курсе дисциплины.

3.2. Классификация вертолетов

Классификация вертолетов (рис. 3.1) производится по ряду признаков: по величине максимальной взлетной массы (табл. 3.2), по виду привода несущего

винта, количеству и расположению несущих винтов или способу компенсации реактивного момента этих винтов.

Одновинтовая схема вертолета в настоящее время является наиболее распространенной. Несущий винт приводится во вращение через главный редуктор от двигателей. Возникающий при вращении несущего винта реактивный момент уравнивается моментом от вращения рулевого винта, приводимого во вращение от двигателя через главный редуктор, трансмиссию и хвостовой редуктор.

У вертолетов двухвинтовой схемы уравнивание крутящего момента достигается сообщением винтам противоположного вращения. Расположение винтов в этом случае может быть: соосным, поперечным, продольным.



Вертолет МИ-8МТ

Макс. взлетная масса: 13000 кг
 Макс. коммерческая загрузка: 4000 кг
 Практическая дальность: 500 км
 Крейсерская скорость: 230 км/ч
 Статический потолок: 1760 м



Вертолет МИ-26

Макс. взлетная масса: 56000 кг
 Макс. коммерческая загрузка: 20000 кг
 Практическая дальность: 590 км
 Крейсерская скорость: 250 км/ч
 Статический потолок: 1800 м



Вертолет К-32

Макс. взлетная масса: 12700 кг
 Макс. коммерческая загрузка: 3700 кг
 Практическая дальность: 800 км
 Крейсерская скорость: 230 км/ч
 Статический потолок: 3500 м

Рис. 3.1. Основные отечественные вертолеты, эксплуатирующиеся в предприятиях гражданской авиации

Классы вертолетов

Класс	Максимальная взлетная тяга, т	Тип вертолета
1	10 и более	Ми-6, Ми-10к, Ми-26
2	от 6 до 10	Ми-8Т, Ка-32
3	от 2 до 5	Ка-26, Ми-2
4	до 2	Ка-15, Ка-18

4. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ ПО АЭРОДИНАМИКЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

4.1. Введение в аэродинамику

Аэродинамика – наука, изучающая законы движения воздуха и исследующая взаимодействие воздушного потока с телом, которое он обтекает. В результате такого взаимодействия возникают силы, которые называются аэродинамическими. Аэродинамика является частью более широкой науки – гидродинамики, изучающей законы движения жидкостей и газов.

Аэродинамика подразделяется на два раздела: аэродинамику малых скоростей и аэродинамику больших скоростей. Принципиальное различие этих разделов состоит в следующем. Когда скорости течения газа невелики по сравнению со скоростью распространения звука, при аэродинамических расчетах газ считается практически несжимаемым, и изменения плотности температуры газа внутри потока не учитываются. При скоростях, соизмеримых со скоростью звука, явлением сжимаемости газа пренебречь нельзя.

Задача аэродинамики – определение аэродинамических сил, от которых зависят летные данные летательных аппаратов.

Аэродинамические силы возникают при взаимодействии потока воздуха и крыла самолета. Причем величины этих сил в значительной степени зависят от профиля крыла.

На современных самолетах, совершающих полеты на дозвуковых скоростях, крылья имеют, как правило, плосковыпуклые или двояковыпуклые профили. Для крыльев сверхзвуковых самолетов характерны двояковыпуклые симметричные профили с острыми кромками, ромбовидные и клиновидные, рис. 4.1.

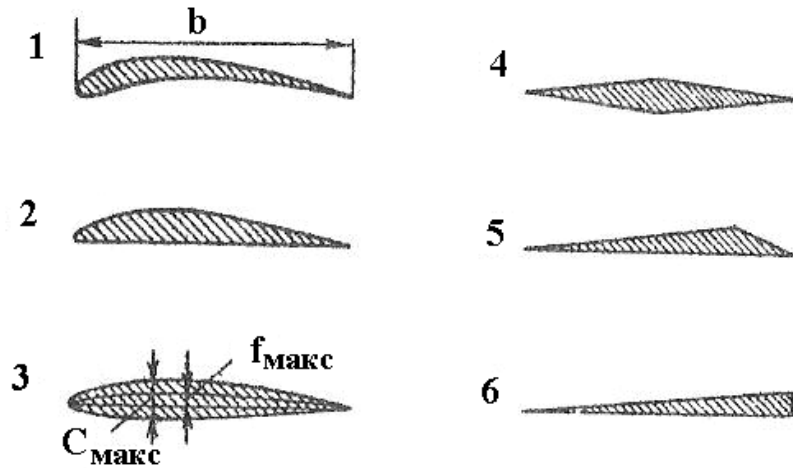


Рис. 4.1. Формы профилей крыла:

1 – выпукло-вогнутый; 2 – плосковыпуклый; 3 – двояковыпуклый несимметричный; 4 – ромбовидный; 5 – двуклиновой; 6 – одноклиновой

Теоретическая аэродинамика находит решения путем анализа основных законов гидроаэродинамики. Экспериментальные аэродинамические исследования проводятся в аэродинамических трубах или непосредственно в ходе летных испытаний летательных аппаратов. В аэродинамических трубах осуществляется обдув потоком воздуха моделей, имитирующих определенный профиль крыла, где фиксируются параметры аэродинамических сил, в результате чего рассчитываются натуральные величины этих сил при различных скоростях полета.

4.2. Аэродинамические силы и характеристики крыла самолета

Природа возникновения аэродинамических сил была открыта и подробно изучена Н.Е. Жуковским. Его теорема о подъемной силе крыла является одной из основ всей аэродинамики. Н.Е. Жуковский и его ученик С.А. Чаплыгин создали теорию крыльев и разработали методы построения теоретических профилей крыльев.

Аэродинамическая сила возникает в результате взаимодействия любого тела с обтекающим его потоком воздуха. Обычно полную аэродинамическую силу R_a разлагают на составляющие, одна из которых противоположна направлению движения тела (совпадает с направлением потока), а другая перпендикулярна этому направлению. Первая из них называется силой лобового сопротивления Q , другая — подъемной силой Y .

Для полета самолета необходима подъемная сила. Она создается главным образом крылом самолета. Форма, размеры и профиль крыла выбираются та-

кими, чтобы получить максимальную подъемную силу при минимальном лобовом сопротивлении.

Для выявления причин возникновения аэродинамических сил рассмотрим картину обтекания воздушным потоком крыла двояковыпуклого симметричного профиля, рис. 4.2.

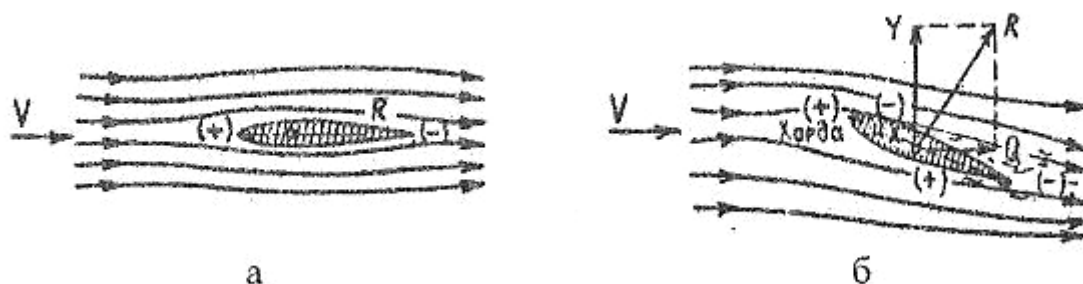


Рис. 4.2. Аэродинамические силы крыла:

а – симметричное обтекание; б – несимметричное обтекание;
(+) – области повышенного давления; (-) – области пониженного давления

При симметричном обтекании такого крыла набегающие на него струйки над крылом и под крылом будут деформироваться одинаково. Согласно уравнению Бернулли давление с обеих сторон профиля будет одинаковым. Перед носком крыла давление повысится из-за торможения потока, а за задней кромкой возникнет разрежение. Вследствие такой разности давлений и трения воздуха возникает аэродинамическая сила R_a , направление которой совпадает с направлением потока.

При несимметричном обтекании крыла над верхней его частью площади поперечного сечения струек будут меньше, чем под крылом. Как следствие этого скорость потока над крылом будет больше, чем под ним, а давление воздуха над крылом будет меньше, чем под крылом. При несимметричном обтекании крыла полная аэродинамическая сила направлена под некоторым углом к набегающему потоку. Точка приложения полной аэродинамической силы называется центром давления (ЦД). Проекция силы R_a на направление потока называется лобовым сопротивлением Q , а проекция, направленная перпендикулярно потоку, – подъемной силой Y .

Величина аэродинамических сил определяется по формулам:

$$R = C_R S \frac{\rho V^2}{2}; Y = C_Y S \frac{\rho V^2}{2}; Q = C_X \frac{\rho V^2}{2},$$

где C_R , C_Y , C_X – соответственно коэффициенты полной аэродинамической силы, подъемной силы и лобового сопротивления;

S – площадь крыла в плане;

$\frac{\rho V^2}{2}$ – скоростной напор.

Коэффициенты C_R , C_Y и C_X - безразмерные величины. Они определяются опытным путем при продувке крыльев или их моделей в аэродинамических трубах. Эти коэффициенты зависят от многих факторов, главными из которых являются, форма профиля крыла в плане, положение крыла в потоке воздуха и состояние поверхности крыла.

Полная аэродинамическая сила, подъемная сила, лобовое сопротивление и их коэффициенты связаны следующими зависимостями:

$$R^2 = Y^2 + Q^2; C_R^2 = C_Y^2 + C_R^2.$$

Аэродинамическое совершенство крыла характеризуется аэродинамическим качеством K , определяемым по выражению:

$$K = \frac{Y}{Q} = \frac{C_Y}{C_X}.$$

У современных самолетов значение качества крыльев достигает величины $K = 20-22$.

Полная аэродинамическая сила является суммой сил, вызываемых различными причинами.

Подъемная сила является только следствием несимметричного обтекания крыла воздушным потоком, в результате чего возникает разница в величине давления над крылом и под ним.

5. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА

Основные элементы конструкции планера рассматриваются на примере самолета Ту-154. Планер самолета состоит из следующих основных частей: крыла, фюзеляжа, горизонтального и вертикального оперения.

5.1. Конструкция крыла

Крыло (рис. 5.1) - основная часть самолета, создающая при движении его в воздухе подъемную силу и обеспечивающая поперечную устойчивость ЛА. Крыло самолета Ту-154 стреловидной формы, состоит из центроплана и двух отъемных частей ~ левой и правой ОЧК. Внутренний объем крыла используется для размещения топлива. Силовая часть крыла – кессонной конструкции, воспринимающая основные нагрузки. Носок и хвостовая части крыла воспринимают местные воздушные нагрузки и передают их на кессон.

Носовая часть крыла снабжена воздушно-тепловым и электротепловым противообледенительным устройством. Теплый воздух в носок центроплана подается от компрессоров двигателей самолета.

Основными элементами силового набора крыла являются три лонжерона, которые вместе с верхними и нижними панелями образуют кессон. Конструк-

тивными элементами силового набора крыла являются также нервюры, стрингеры и обшивка.

Лонжерон — это балка, воспринимающая изгибающий момент и поперечную силу, состоящая из верхнего и нижнего поясов, связанных между собой стенкой и подкрепляющими стойками.

Нервюры — поперечные элементы каркаса крыла, обеспечивающие восприятие аэродинамической нагрузки с обшивки и стрингеров, передачу ее на лонжероны и поддерживающие заданную форму профиля сечения крыла.

Стрингеры — продольные элементы крыла, скрепленные с обшивкой и нервюрами, предназначенные для восприятия осевых усилий растяжения и сжатия при изгибе крыла. Через обшивку они воспринимают также и местные аэродинамические нагрузки. Стрингеры представляют собой профили П-, Z-, Г-образного или другого сечения.

Обшивка крыла является наружной оболочкой каркаса и служит для придания крылу обтекаемой формы, а также передачи аэродинамических нагрузок на каркас крыла. Обшивка выполнена из алюминиевых сплавов и является работающей, т.е. включена в силовую схему крыла.

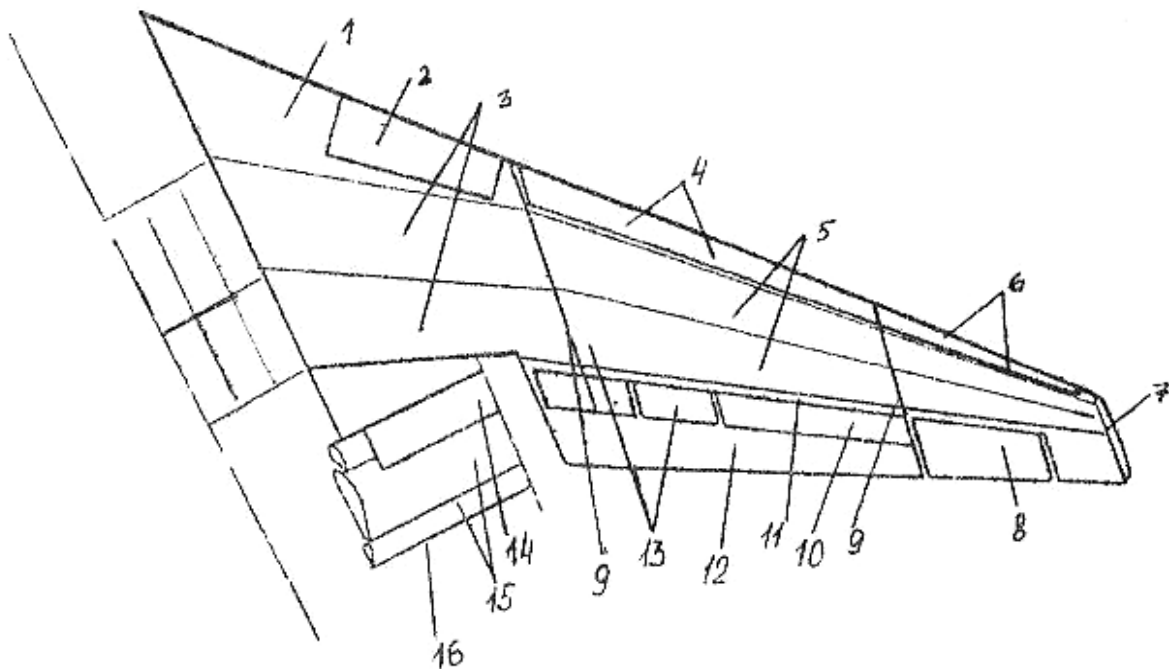


Рис. 5.1. Схема крыла:

- 1 — носовая часть центроплана; 2 — внутренний предкрылок; 3 — кессон центроплана; 4 — средний предкрылок; 5 — кессон ОЧК; 6 — внешний предкрылок; 7 — концевой обтекатель; 8 — элерон; 9 — аэродинамическая перегородка; 10 — элерон-интерцептор; 11 — хвостовая часть ОЧК; 12 — внешний закрылок; 13 — средний интерцептор; 14 — внутренний интерцептор; 15 — внутренний закрылок; 16 — хвостовая часть центроплана

5.2. Механизации крыла

Основным способом улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета является оснащение крыла специальной механизацией, рис. 5.1. Основная задача механизации крыла – создание на взлете наибольшей подъемной силы без значительного увеличения лобового сопротивления, а при посадке – наибольшей подъемной силы и наибольшего сопротивления. Кроме того, механизация крыла на современных лайнерах используется для улучшения их маневренности, а также активного парирования перегрузок, возникающих во время полета. К элементам механизации крыла относятся: щитки, закрылки, предкрылки, интерцепторы, элероны.

Щитки представляют собой отклоняемые вниз поверхности, расположенные в нижней задней части крыла. В нормальном положении щитки вписываются в контур крыла. Величина хорды щитка составляет до 25% от хорды крыла, угол отклонения щитка – 60° . В результате при отклонении щитков происходит возрастание, как коэффициента подъемной силы, так и коэффициента лобового сопротивления. Использование щитков позволяет увеличить угол планирования, сократить посадочную дистанцию и длину пробега.

Закрылки представляют собой подвижную хвостовую часть крыла, которая в отличие от элеронов может отклоняться только вниз. Хорда закрылков составляет 30-40% хорды крыла. На взлете закрылки отклоняются на угол до 30° , а на посадке – до 60° .

Предкрылком называется профилированная передняя часть крыла, выделенная из основного профиля. Предкрылок может размещаться либо по всему размаху крыла, либо на концевых его частях против элеронов. Предкрылок выдвигается вперед и вниз, увеличивая площадь крыла в плане и кривизну профиля. Использование предкрылков позволяет на 40-50% увеличить $C_{y\max}$ главным образом за счет увеличения критического угла атаки. Предкрылки повышают также поперечную устойчивость и управляемость самолета на больших углах атаки при взлете и посадке.

Интерцепторы – отклоняющиеся пластины, расположенные на верхней поверхности крыла. Другое название интерцепторов – спойлеры или пластинчатые элероны. Интерцепторы способны отклоняться на угол до 90° . Применяются в полете и на земле. Выпуск интерцепторов в полете одновременно на обеих консолях крыла уменьшает подъемную силу и увеличивает лобовое сопротивление, что позволяет выполнять снижение по более крутой траектории. Отклонение интерцепторов только на одной консоли крыла осуществляется при использовании элеронов и повышает эффективность поперечного управления. На земле интерцепторы обеспечивают сокращение длины пробега при посадке и дистанции прерванного взлета.

На концевых частях крыла располагаются органы поперечного управления – элероны. Элероны синхронно отклоняются в противоположные направления.

При этом происходит перераспределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла, что приводит к созданию момента крена самолета.

5.3. Фюзеляж

Фюзеляж предназначен для размещения экипажа, пассажиров, грузов и оборудования. К фюзеляжу самолета Ту-154 крепятся крыло, оперение, силовые установки и другие агрегаты ЛА. Масса конструкции фюзеляжа достигает 40% массы всей конструкции самолета, а аэродинамическое сопротивление – до 50% полного сопротивления ЛА.

Форма поперечного сечения фюзеляжа может быть различной у разных типов ЛА: круглой, овальной, образованной пересечением двух окружностей и др. Но, с точки зрения аэродинамики и обеспечения необходимой прочности, при минимальной массе наиболее выгодным является фюзеляж круглого сечения.

На самолете Ту-154 фюзеляж балочной конструкции, круглого сечения. Работаящая металлическая обшивка фюзеляжа подкреплена продольным и поперечным силовым набором в виде стрингеров и шпангоутов. Стрингеры – продольные элементы, подкрепляющие обшивку при работе фюзеляжа на изгиб. Шпангоуты придают заданную форму поперечного сечения, обеспечивают поперечную жесткость, а также воспринимают местные нагрузки. Часть шпангоутов выполнена усиленными. Они служат для крепления крыла, оперения, двигателей, шасси и т.д.

Фюзеляж выполнен герметичным за исключением отсеков шасси, центроплана крыла и хвостовой части. Герметизация обеспечивается с помощью уплотнительных лент, закладываемых между листами обшивки и деталями каркаса. С внутренней стороны кабины все соединительные швы покрываются герметизирующими замазками. Входные двери, люки, окна герметизируются резиновыми профилями и прокладками.

Для теплоизоляции кабин применяются пористые и рыхловолокнистые материалы с малой теплопроводностью (минеральная вата, стекловата). Теплоизоляционное покрытие служит и звукоизоляцией.

5.4. Хвостовое оперение

Оперение (рис. 5.2) представляет собой несущие поверхности, предназначенные для обеспечения устойчивости, управляемости и балансировки самолета.

К оперению относятся горизонтальное оперение, состоящее из стабилизатора (5) и руля высоты (4), и вертикальное оперение, состоящее из неподвижного киля (1) и руля направления (6). Неподвижные поверхности обеспечивают равновесие (балансировку) и устойчивость. При отклонении рулей создаются аэродинамические силы и моменты, необходимые для управления по-

летом. Для повышения эффективности управления на самолете Ту-154 стабилизатор выполнен переставным (управляемым).

Конструкция киля, стабилизатора и рулей аналогична конструкции крыла.

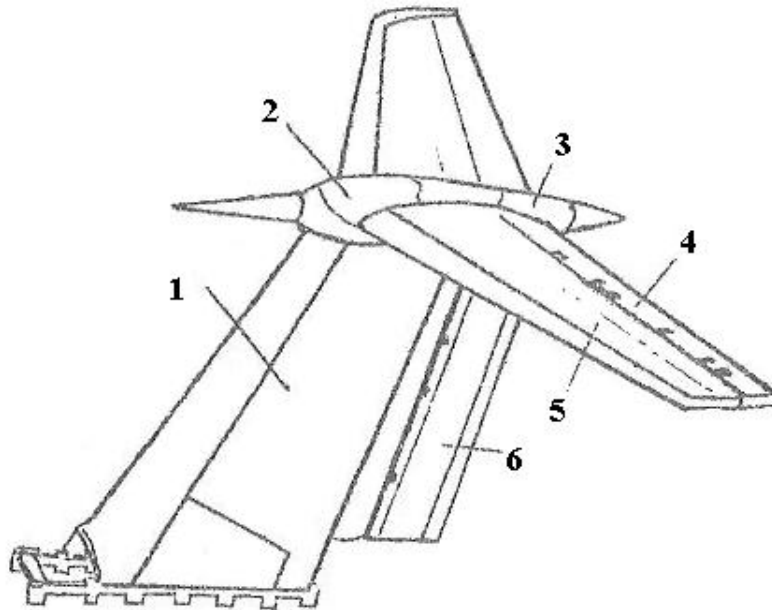


Рис. 5.2. Хвостовое оперение самолета Ту-154:

1 – киль; 2 – концевой обтекатель киля; 3 – обтекатель стабилизатора;
4 – руль высоты; 5 – стабилизатор; 6 – руль направления

6. ОСОБЕННОСТИ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ И ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ПЛАНЕРА

6.1. Типовые отказы и повреждения элементов конструкции планера

В процессе эксплуатации ЛА в элементах конструкции планера могут возникнуть неисправности, либо повреждения, являющиеся следствием нарушения правил эксплуатации и технического обслуживания (ТО) или носящие конструктивно-технический характер. Как правило, большинство неисправностей и отказов можно обнаружить при внешнем осмотре планера во время выполнения работ по его ТО при дефектации. Внешними признаками разрушений или остаточных деформаций может служить в ряде случаев состояние обшивки, а именно: волнистости в виде гофра, ослабление или обрыв заклепок. При дефектации обшивки особое внимание обращают на выявление усталостных трещин, которые зарождаются, как правило, в местах установки заклепочных соединений.

Характерным отказом конструкции планера является ослабление крепления силовых элементов. Первым признаком ослабления болтовых и заклепочных

соединений является металлическая пыль вокруг головки болта или заклепки. Проверку затяжки такого рода соединений производят тарировочными ключами.

К повреждениям планера также относятся вмятины и пробоины обшивки. Они являются результатом попадания посторонних предметов и неосторожности технического персонала при обслуживании.

Распространенными дефектами конструкции планера являются: коррозия, трещины, нарушение герметичности кабин ЛА, повреждение лакокрасочного покрытия, подтекание жидкости из сливных кранов, износ профильной резины, растрескивание поверхности и оптические искажения остекления фюзеляжа.

6.2. Основные работы по техническому обслуживанию планера

В связи со случайным характером образования и развития повреждений планера значительная часть работ по ТО выполняется по результатам диагностирования АТ. К ним относятся: регулировочные, крепежные операции и работы по текущему ремонту (устранение выявленных неисправностей).

Техническое обслуживание планера связано с выполнением постоянного объема работ, который не зависит от наработки и технического состояния конструкции, и переменного объема, зависящего от результатов контроля и диагностирования.

К постоянному объему работ относятся следующие: визуальный внешний осмотр целостности конструкции; очистка и промывка внешней поверхности; удаление влаги в подпольном пространстве фюзеляжа; смазка подвижных элементов закрылков и предкрылков, дверей и люков; контроль затяжки болтовых соединений, контроль люфтов и зазоров; контроль «опасных зон», особо оговоренных в регламенте.

К переменному объему работ можно отнести следующие: удаление коррозии, восстановление покрытий, регулировка зазоров, восстановление герметизации фюзеляжа и крыла, устранение повреждений, доработка конструкции.

Формами оперативного технического обслуживания современных самолетов являются форма (ФА, ФБ и ФВ).

Техническое обслуживание по форме А выполняется:

- после каждой посадки самолета, если не требуется более сложной формы технического обслуживания;

- перед вылетом после выполнения периодического технического обслуживания;

- перед вылетом, если продолжительность стоянки самолета после выполнения любой формы технического обслуживания превышает календарный срок, указанный в регламенте.

Техническое обслуживание по форме Б выполняется в базовом аэропорту через определенный календарный срок эксплуатации (7-10 суток), если по налету часов не требуется выполнять периодическое техническое обслуживание.

Техническое обслуживание по форме В выполняется перед вылетом самолета, если запланированный полет не состоялся и простой превысил время, указанное в регламенте.

Оперативное техническое обслуживание предусматривает выполнение работ по встрече самолета, осмотру и обслуживанию, обеспечению стоянки и вылета. Работы по обеспечению стоянки выполняются в случае приемки самолета от экипажа в АТБ на техническое обслуживание.

Периодическое техническое обслуживание выполняется в базовых аэропортах через установленный налет часов самолета. Периодическое техническое обслуживание проводится с целью выявления и устранения отказов и повреждений агрегатов и изделий самолетов и выполнения профилактических мероприятий по их предупреждению. По трудоемкости и продолжительности выполнения периодические формы технического обслуживания значительно превышают оперативные.

Примерная периодичность выполнения периодических форм технического обслуживания, характерная для современных самолетов с газотурбинными двигателями (ГТД), устанавливается в следующих пределах по налету часов (Ч):

форма 1 (Ф-1) - через каждые 300 ± 50 ч;

форма 2 (Ф-2) - через каждые 900 ± 100 ч;

форма 3 (Ф-3) - через каждые 1300 ± 300 ч.

Для особых условий эксплуатации периодичность выполнения может устанавливаться не по налету, а по календарным срокам или количеству посадок.

Каждая последующая форма периодического технического обслуживания включает в себя все работы предыдущей формы и дополнительные работы. Следовательно, трудоемкость и продолжительность выполнения возрастают с увеличением порядкового номера формы.

Работы по каждой форме периодического технического обслуживания подразделяются на предварительные, основные работы по осмотру и обслуживанию и заключительные работы.

Наряду с регламентом при техническом обслуживании самолетов используются так называемые «Технологические указания по выполнению регламентных работ». Они определяют последовательность, способы и технические условия на выполнение регламентных работ при техническом обслуживании самолета, а также работ по текущему ремонту и замене агрегатов.

В технологических указаниях излагается порядок выполнения работ, проверки и регулировки систем и агрегатов, способы выполнения и устранения повреждений. Приводятся также эскизы узлов и деталей с указанием мест появления возможных повреждений, регулировочные данные, перечень инструмента, оборудования и расходных материалов, необходимых для выполнения работ, порядок контроля и другие технологические указания.

Разработку технологических указаний осуществляет технолого-конструкторское бюро ведущих АТБ на основании регламента технического

обслуживания, инструкций по эксплуатации, материалов заводских, государственных и эксплуатационных испытаний.

В целях более эффективного использования самолетов применяется поэтапный метод выполнения периодических форм технического обслуживания. Он предусматривает распределение полного объема работ трудоемкой формы регламента на несколько частей - этапов, которые поочередно выполняются при проведении обслуживаний меньшей трудоемкости и, следовательно, меньшей периодичности.

Имеется несколько разновидностей поэтапного метода. Наибольшее распространение получили следующие: выполнение одной формы регламента в пределах, установленных к ней допусков по налету часов, и выполнение нескольких форм обслуживания с распределенной по отдельным этапам трудоемкостью.

7. ПОРЯДОК ПРОВЕДЕНИЯ И ПОДГОТОВКА ОТЧЕТА ПО ИТОГАМ ПРАКТИЧЕСКИХ ЗАНЯТИЙ

Перед выполнением ПЗ студентам необходимо изучить материалы данного Пособия, руководствуясь разделами 1 (п.1.1 и п.1.2), 2, 3 (п.3.1 и п.3.2), 4 (п.4.1 и п.4.2), 5 (п.п. 5.1...5.4), 6 (п.6.1 и п.6.2) и при необходимости приведенными литературными источниками.

Преподаватель перед началом занятия излагает установочные данные по теме ПЗ, дает комментарии по указанным выше разделам Пособия, обращая особое внимание на такие вопросы, как классификация ЛА, аэродинамические особенности ЛА, типовые отказы и повреждения авиационной техники, основные работы по техническому обслуживанию ЛА.

Практические занятия завершаются обсуждением особенностей изученного материала и ответами преподавателя на возникшие у студентов вопросы.

Студенты готовят и затем предъявляют Отчеты, которые оформляются по форме Приложения 1. Отчет должен включать:

- формулировку цели ПЗ;
- краткие ответы на приведенные в разделе 1, п.1.2 вопросы (рекомендуется готовить ответы и вносить их в Отчет заранее, при подготовке к ПЗ);
- схемы, эскизы и рисунки, при необходимости (по рекомендациям преподавателя или по своему усмотрению);
- краткие выводы, пользуясь сведениями по отдельным разделам пособия.

ЛИТЕРАТУРА

1. Смирнов Н.Н., Черненко Ж.С., Чинючин Ю.М. и др. Техническая эксплуатация летательных аппаратов: учебник для вузов. – М.: Транспорт, 1990.
2. Чинючин Ю.М., Жильцов П.Д. Введение в профессию: учеб. пособие. – М.: МГТУ ГА, 2012.
3. Чинючин Ю.М. Технологические основы технического обслуживания планера самолета: тексты лекций. – М.: МГТУ ГА, 1996.
4. Машошин О.Ф., Жильцов П.Д. Введение в специальность: пособие для выполнения практических занятий. – М.: МГТУ ГА, 2006. - Ч. I.

Кафедра ТЭЛА и АД**Дисциплина: «ВВЕДЕНИЕ В ПРОФЕССИЮ»****ОТЧЕТ**

о выполнении работы по практическим занятиям
на тему «Особенности конструкции и технической эксплуатации
летательного аппарата»

Студент _____

Отчет принял _____

Группа _____

« ____ » _____ 20 ____ г.

1. Цель ПЗ:

2. Краткие ответы на вопросы, приведенные в разделе 1, п.1.2:

3. Схемы, эскизы и рисунки (при необходимости):

4. Краткие выводы:

Отчет выполнил студент _____ / _____ /

Подпись
« _____ » _____ 20__ г.
ФИО

СОДЕРЖАНИЕ

1. Общие положения	3
1.1. Цель практических занятий и решаемые задачи	3
1.2. Основные вопросы, подлежащие изучению	3
2. Общие сведения о развитии гражданской авиационной техники	4
3. Классификация летательных аппаратов	7
3.1. Классификация самолетов	7
3.2. Классификация вертолетов	7
4. Основные сведения по аэродинамике летательных аппаратов	9
4.1. Введение в аэродинамику	9
4.2. Аэродинамические силы и характеристики крыла самолета	10
5. Общая характеристика основных элементов конструкции планера	12
5.1. Конструкция крыла	12
5.2. Механизация крыла	14
5.3. Фюзеляж	15
5.4. Хвостовое оперение	15
6. Особенности технической эксплуатации и технического обслуживания планера.....	16
6.1. Типовые отказы и повреждения элементов конструкции планера	16
6.2. Основные работы по техническому обслуживанию планера	17
7. Порядок проведения и подготовка Отчета по итогам ПЗ	19
Литература	20
Приложение 1. Форма Отчета о выполнении работы по практическим занятиям	21