

**МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

Кафедра аэродинамики, конструкции и прочности
летательных аппаратов

Ефимов В.В., Ефимова М.Г.

ПОСОБИЕ
по изучению дисциплины
ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ И АВИАДВИГАТЕЛИ, ЧАСТЬ 1
для студентов специальности 013100
всех форм обучения

Москва – 2002

Рецензент д.т.н., проф. Ципенко В.Г.

Ефимов В.В., Ефимова М.Г.

Пособие по изучению дисциплины «Летательные аппараты и авиадвигатели, часть 1».—М.: МГТУГА.—2002. 16 с.

Данное пособие издается в соответствии с учебным планом для студентов специальности 013100 всех форм обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 05.06.02 и методического совета _____.____.02.

1. ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ ДИСЦИПЛИНЫ

1.1. Роль и место дисциплины в системе профессиональной подготовки специалистов по специальности 131000.

Настоящее пособие включает в себя четыре раздела:

- основы аэромеханики ЛА;
- основы динамики полета ЛА;
- конструкция ЛА;
- основные функциональные системы ЛА

Курс учебной дисциплины «Летательные аппараты и авиадвигатели, часть 1», изучаемый на кафедре «Аэродинамики, конструкции и прочности ЛА» является составной частью единого курса «Летательные аппараты и авиадвигатели», читаемого совместно кафедрами «Аэродинамики, конструкции и прочности ЛА» и «Двигатели ЛА». В этом курсе изучаются основы аэродинамики и динамики полета летательных аппаратов (ЛА), основные данные о конструкции и технической эксплуатации ЛА, а также основные понятия об эксплуатационно-технических требованиях, об оценке эксплуатационной эффективности ЛА с учетом влияния на нее относительного веса частей, является необходимым для подготовки авиационных специалистов по специальности 131000, которые в процессе эксплуатации различных авиационных систем и оборудования должны иметь представление о самолете как о единой и целостной системе и быть способны исследовать и решать задачи, направленные на повышение эффективности и безопасности ЛА.

Основной задачей дисциплины является приобретение знаний по теоретическим основам аэродинамики и динамики полета современных ЛА, по основам конструкции и прочности ЛА, основам системам ЛА.

1.2. Значение дисциплины для специальности 131000

Изучение дисциплины обеспечивает подготовку студентов к изучению специальных учебных курсов, входящих в программу общей подготовки инженеров-электриков.

1.3. Целевая установка

В результате изучения дисциплины студенты должны

ЗНАТЬ:

- основы аэродинамики и динамики полета ЛА;
- основы условий эксплуатации и нагружения конструкции ЛА;
- основные системы ЛА и их назначение;

УМЕТЬ:

- использовать знания основ теории конструирования ЛА в процессе изучения специализирующих дисциплин;
- выявлять взаимосвязь внешних факторов эксплуатации и облика ЛА с установленным на нем оборудованием и особенностями его (оборудования) эксплуатации.

2. ЛИТЕРАТУРА

Основная

1. Никитин Г.А., Баканов Е.А. Основы авиации. М.: Транспорт, 1984.— 264 с.
2. Гарбузов В.М., Ермаков А.Л., Кубланов М.С., Ципенко В.Г. Аэромеханика. М.: Транспорт, 2000 — 288 с.

Дополнительная

3. Кашин Г.М., Протопопов В.И. Основы авиационной техники. Часть 1. Аэродинамика и конструкция летательных аппаратов. — М.: МИИГА, 1978. — 124с.
4. Протопопов В.И., Арепьев А.Н. Основы авиационной техники. М.: МИИГА, 1981. — 88 с.

3. СТРУКТУРА КУРСА

Курс «Летательные аппараты и авиадвигатели, часть 1» состоит из 5 разделов. Ниже приведены названия разделов, входящих в этот курс.

1. Введение.
2. Основы аэродинамики ЛА.
3. Основы динамики полета ЛА.
4. Конструкция и прочность ЛА.
5. Основные функциональные системы ЛА.

4. ПРОГРАММА ДИСЦИПЛИНЫ И МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ К ИЗУЧЕНИЮ РАЗДЕЛОВ ПРОГРАММЫ

Тема 1. Введение.

Гражданская авиация и ее значение в развитии народного хозяйства страны. История и перспективы развития авиационной науки и техники. Классификация летательных аппаратов по принципу полета и по назначению. Основные требования, предъявляемые к летательным аппаратам гражданского назначения.

Литература: [1, с. 3 – 14].

Методические указания к теме 1.

При изучении темы необходимо уяснить, что в развитии авиационной науки и техники можно выявить несколько последовательных этапов, на каждом из которых достижения в области различных наук (гидрогазодинамика, прочность, материаловедение) приводили к качественному изменению конструкций ЛА и количественному изменению их летно-технических характеристик (ЛТХ).

Тема 2. Основы аэродинамики ЛА.

Атмосфера, ее строение и свойства воздуха. Стандартная атмосфера. Вязкость. Сжимаемость. Закон сохранения массы. Уравнение неразрывности.

Уравнение Бернулли. Физика образования подъемной силы и силы сопротивления.

Основные геометрические и аэродинамические характеристики крыла и самолета. Поляра крыла и самолета. Аэродинамическое качество. Центр давления и фокус крыла.

Назначение, классификация и принцип действия механизации крыла.

Литература [1, с. 26 – 42, 80 – 85], [2, с. 120 – 144, 144 – 147, 163 – 168], [3, с. 44 – 49].

Методические указания к теме 2.

При изучении данной темы необходимо уяснить, что аэродинамика, как любая наука, изучающая физику явлений, использует определенные модели данного явления, отражающие его основные свойства. Эти модели позволяют использовать современный математический аппарат, учесть все существенные свойства явления и пренебречь (в целях упрощения вычислений) его несущественными свойствами. Однако, следует помнить, что существенность одних и тех же свойств часто определяется постановкой задачи. Например, при полете с малыми числами Маха ($M \leq 0,3$) можно пренебречь свойством сжимаемости среды, в то же время сжимаемость играет существенную роль при описании явлений, происходящих при движении с большими скоростями ($M > 1$).

Основная практическая задача, решаемая аэродинамикой при изучении обтекания потоком жидкости или газа тел различной формы, состоит в определении *аэродинамических сил*, действующих при этом на тело. В зависимости от направления действия силы различают:

— силу сопротивления $X_a = C_{Xa} \frac{\rho V^2}{2} S$;

— подъемную силу $Y_a = C_{Ya} \frac{\rho V^2}{2} S$;

$$\text{— боковую силу } Z_a = C_{Za} \frac{\rho V^2}{2} S ;$$

где C_{Ya} — коэффициент подъемной силы; C_{Xa} — коэффициент силы сопротивления; C_{Za} — коэффициент боковой силы; $q = \frac{\rho V^2}{2}$ — *скоростной напор*; S — характерная площадь, называемая *площадью Миделя*. Коэффициенты аэродинамических сил зависят от геометрии тела, его положения в пространстве, скорости полета и внешних условий.

По методам определения аэродинамических коэффициентов аэродинамика делится на два взаимосвязанных направления: экспериментальная аэродинамика и теоретическая аэродинамика.

Экспериментальная аэродинамика для определения сил и моментов, действующих на тело в потоке, пользуется результатами натуральных испытаний и продувок моделей тел в аэродинамических трубах.

Теоретическая аэродинамика описывает картину обтекания математическими уравнениями, используя *гипотезу сплошности среды*. При этом газ характеризуется определенными параметрами (ρ — плотность, p — давление, T — температура) и основными свойствами (*вязкость, сжимаемость* и т.д.).

Основные параметры состояния газа связаны между собой уравнением состояния газа Менделеева—Клайперона:

$$pW = \frac{m}{\mu} RT ;$$

где p — давление газа (Па), W — объем (м^3), m — масса газа (кг), μ — молекулярный вес газа (кг моль), R — универсальная газовая постоянная, T — температура газа, $^{\circ}\text{К}$.

Уравнение состояния газа для исследования взаимодействия потока и обтекаемого тела привлекается при больших скоростях движения, когда начинает проявляться свойство сжимаемости газа. Мерой сжимаемости газа

служит число Маха $M = \frac{V}{a}$ (здесь V — скорость потока, a — скорость звука в газе при данных условиях).

В систему уравнений, позволяющую определить все необходимые параметры взаимодействия тела и обтекающего потока, помимо уравнений движения газа и уравнения состояния входят также *уравнение неразрывности*, выражающее закон сохранения массы в гидрогазодинамике: $\rho_i F_i V_i = const$ (здесь F_i — площадь сечения потока в i -й точке), и *уравнение Бернулли*, выражающее закон сохранения энергии для несжимаемого газа: $p_i + \frac{\rho_i V_i^2}{2} = const$.

Полученные в результате таких расчетов данные используют для расчета на прочность ЛА и их отдельных частей, а также для определения летно-технических характеристик ЛА.

Необходимо обратить внимание на взаимосвязь геометрических характеристик крыла и его аэродинамических характеристик. Знать общий вид графиков зависимостей $C_Y = f(\alpha)$, $C_X = f(\alpha)$, $C_Y = f(C_X)$ и основные характерные точки на этих графиках. Уметь сравнивать аэродинамические характеристики крыла и самолета.

При изучении темы «Механизация крыла» знать, в чем состоит назначение механизации, и за счет каких явлений достигаются необходимые эффекты при механизации передней кромки крыла, механизации задней кромки и управлении пограничным слоем.

Тема 3. Основы динамики полета ЛА.

Основные системы координат. Прямолинейное движение ЛА на различных этапах полета. Силы, действующие на самолет. Крейсерский полет. Набор высоты и снижение. Взлет и посадка. Дальность и продолжительность полета. Понятие о перегрузке. Перегрузка при маневренном полете и при полете в беспокойном воздухе.

Равновесие, устойчивость и управляемость самолета. Центровка самолета. Критерии устойчивости. Органы управления самолета.

Литература [1, с. 47 – 55, 57 – 58, 67 – 70, 58 – 67].

Методические указания к теме 3.

Динамика полета ЛА рассматривает вопросы, связанные с исследованием траекторий движения ЛА, а также вопросы его устойчивости и управляемости.

Для того чтобы движение любой материальной точки (в частности, ЛА) можно было описать математически, необходимо выбрать систему координат (СК), в которой это движение будет рассматриваться. Для описания положения тела в пространстве используют *связанную* и *земную* СК, а для исследования движения тела *скоростную* и *траекторную* СК. Местоположение ЛА, величина скорости его полета и связанных с ней характеристик зависит выбранной СК.

Силы, действующие на ЛА в траекторной СК запишутся:

$$F_{xк} = \sum F_{ixк} = P - X_a - G \sin \theta ,$$

$$F_{yк} = \sum F_{iyк} = (Y_a - P\varphi_{\delta\delta}) \cos \gamma_a - (Z_a - P\beta) \sin \gamma_a - G \cos \theta ,$$

$$F_{zк} = \sum F_{izк} = (Y_a - P\varphi_{\delta\delta}) \sin \gamma_a + (Z_a - P\beta) \cos \gamma_a .$$

Здесь $F_{xк}$, $F_{yк}$, $F_{zк}$ — проекции сил, действующих на ЛА в траекторной СК; X_a , Y_a , Z_a — проекции аэродинамической силы на оси скоростной СК; P — сила тяги двигателей ЛА; G — сила тяжести ЛА; $\varphi_{\delta\delta}$ — угол установки двигателя; θ — угол наклона траектории; β — угол скольжения; γ_a — скоростной угол крена.

Левые части этих уравнений представляют собой произведение массы ЛА на соответствующие ускорения в дифференциальной форме. В зависимости от условий полета система упрощается. Например, горизонтальный полет на постоянной высоте с постоянной скоростью описывается следующими уравнениями:

$$0 = P - X_a,$$

$$0 = P \varphi_{\partial e} + Y_a - G.$$

Левая часть первого уравнения равна нулю, так как движение происходит с постоянной скоростью, сила тяжести в этом случае не дает горизонтальной составляющей. Левая часть второго уравнения превратилась в ноль, так как нет набора высоты или снижения (т.е. движения в вертикальной плоскости), а углы γ_a и θ равны нулю, что приводит к упрощению правой части. Движения в боковом направлении не происходит, поэтому третье уравнение отсутствует.

При исследовании многих задач динамики полета используется понятие *перегрузки*. Перегрузкой называют отношение суммы векторов тяги и полной аэродинамической силы к величине силы тяжести:

$$\vec{n} = \frac{\vec{P} + \vec{R}_A}{mg}.$$

Вектор перегрузки характеризует маневренность ЛА, так как он учитывает величину и направления сил, изменяя которые, можно управлять полетом. Перегрузка — безразмерная величина, выражается положительным или отрицательным числом в зависимости от направления действия сил.

Устойчивость и управляемость ЛА являются его важными свойствами, определяющими возможность и безопасность полета, требуемые усилия летчика при управлении самолетом, уровень комфорта экипажа и пассажиров в полете. Требования к характеристикам устойчивости и управляемости являются обязательными и нормируются для самолетов различных классов.

Равновесие — это состояние самолета, при котором действующие на него силы и их моменты не вызывают его вращения и не нарушают равномерного и прямолинейного движения. Равновесие может быть устойчивым и неустойчивым. *Устойчивость* — это способность ЛА самостоятельно, без вмешательства летчика сохранять состояние равновесия или возвращаться к нему после окончания действия внешних возмущений. Устойчивость может быть динамической и статической. А статическая устойчивость подразделя-

ется на продольную (относительно оси OZ) или устойчивость по тангажу, путевую (относительно оси OY) — по рысканию и поперечную (относительно оси OX) — по крену. *Управляемость* — способность самолета реагировать в предусмотренных пределах на действия пилота с помощью органов управления (причем наиболее просто при минимальных затратах энергии летчика).

При расчете равновесия, устойчивости и управляемости необходимо знать положение центра тяжести самолета. Оно определяется относительно средней аэродинамической хорды $b_{САХ}$ (это хорда прямоугольного крыла, равновеликого данному по площади и имеющего такие же аэродинамические характеристики). Положение центра тяжести ЛА относительно начала (носка) САХ, выраженное в процентах ее длины, называют *центровкой*. Условием статической устойчивости является расположение центра тяжести ЛА перед фокусом, что называется передней центровкой.

При изучении данной темы необходимо знать факторы, вызывающие нарушение равновесия по различным каналам, способы обеспечения и восстановления равновесия. Нужно знать схемы сил, действующих на самолет при определении продольной, путевой и поперечной устойчивостей и объяснить факторы, приводящие к восстановлению равновесия. Нужно уметь записать выражение критерия статической устойчивости по заданному каналу управления.

Тема 4. Конструкция и прочность ЛА.

Классификация и схемы самолетов. Компоновка ЛА. Основные части самолета и их назначение. Геометрические характеристики крыла, фюзеляжа и оперения.

Нагрузки, действующие на ЛА. Нормирование внешних нагрузок. Нормы прочности и жесткости. Силовые схемы и элементы конструкции крыла, оперения, фюзеляжа. Силовые факторы, действующие в сечениях крыла, оперения, фюзеляжа. Назначение и требования, предъявляемые к шасси. Основные схемы расположения и параметры шасси.

Литература [1, с. 14 – 17, 70 – 71, 71 – 78, 86 – 96, 96 – 105, 119 – 121], [3, с. 76 – 83].

Методические указания к теме 4.

Начало данного раздела является несложным для понимания, но достаточно емким по материалу. Знакомясь с компоновочными схемами самолетов необходимо обратить внимание на противоречивость требований, предъявляемых к ЛА в целом, и к их отдельным частям, агрегатам и системам, и, во-вторых, на компромиссность реализуемых на практике решений. Изучая тему, необходимо хорошо запомнить название основных частей самолета (крыло, фюзеляж, шасси, силовая установка, оперение) и их назначение.

При изучении темы «Классификация ЛА» обратить внимание не только на геометрические различия различных схем, но и на их достоинства и недостатки.

Приступая к изучению нагрузок, действующих на ЛА, и конструктивных элементов, воспринимающих эти нагрузки, следует прежде всего уяснить условия эксплуатации современных ЛА с точки зрения нагружения их внешними, поверхностными и инерционными силами. Нормирование нагрузок, действующих на ЛА, осуществляется с помощью понятия перегрузки и означает наложение определенных ограничений на режимы эксплуатации ЛА (например, ограничение маневренности: $n^3 \leq n^p$, то есть перегрузка, достигаемая при эксплуатации не должна быть больше расчетной разрушающей перегрузки) из условий общей прочности или других условий. Нормирования нагрузок и условий эксплуатации устанавливаются в Нормах летной годности самолетов (НЛГС).

Так как самолеты являются транспортными средствами многократного применения, то при всех возможных эксплуатационных нагрузках их конструкции не должны получать не только каких-либо повреждений, но и остаточных деформаций. Поэтому конструкции рассчитываются по разрушающим нагрузкам следующим образом: $P^p = fP^3$, где f – коэффициент безопасно-

сти, устанавливаемый НЛГС. Как правило, $f=1,5$. При этом, необходимо понимать, что увеличение коэффициента безопасности приводит к возрастанию массы ЛА, а его уменьшение — к уменьшению надежности конструкции и увеличению вероятности ее разрушения.

Изучив раздел курса о нагрузках, действующих на летательные аппараты в целом и на их основные агрегаты планера, можно приступить к изучению конструкций крыла, оперения и фюзеляжа.

Крыло самолета является важнейшей частью его планера и наиболее типичным образцом тонкостенных балочных конструкций. Поэтому проработку этой части материала следует выполнить наиболее тщательно.

Прежде всего следует обратить внимание на то, что практически все основные агрегаты планера самолета (крыло, оперение и фюзеляж, и их составляющие, такие как рулевые поверхности и механизация крыла) являются пространственными тонкостенными конструкциями балочного типа, т.е. у которых один из линейных размеров (размахи) существенно больше двух других (поперечных). В поперечных сечениях таких конструкций имеют место следующие силовые факторы: поперечные перерезывающие силы, изгибающие и крутящие моменты. Наличие тех или иных силовых факторов определяются внешними распределенными нагрузками, которые реализуются в виде давлений потока воздуха и массовыми (инерционными) нагрузками, распределенными по объему конструкции. Поэтому любая конструкция планера ЛА должна иметь в своем составе соответствующие силовые элементы, способные воспринять действующие нагрузки.

Обшивка крыла, оперений, органов управления и фюзеляжа воспринимает внешнее давление воздушного потока и обеспечивает их герметичность (где это необходимо) и заданные аэродинамические (через формы) свойства. Уже одна лишь обшивка, образуя оболочки, в состоянии воспринимать заданные нагрузки, т.е. такие оболочки могут работать на кручение и на поперечный изгиб. Однако конструкции агрегатов будут значительно легче, если

оболочки будут тонкостенными, но подкрепленными продольным и поперечным силовым набором.

В крыле, оперении (горизонтальном и вертикальном), рулевых поверхностях и фюзеляже к продольным силовым элементам относятся лонжероны, стрингеры и бимсы (для фюзеляжа); к поперечному силовому набору — нервюры в крыльевых конструкциях и шпангоуты в фюзеляже.

При изучении шасси самолета основное внимание необходимо уделить схемам, параметрам и нагрузкам, действующих на них. Вначале следует хорошо уяснить назначение каждой части шасси, а затем уже познакомиться с конструктивными особенностями и работой авиационных колес и амортизаторов.

При эксплуатации самолетов пневматики авиаколес лишь частично (около 20%) поглощают кинетическую энергию самолета, которой он обладает в момент посадки. При этом пневматики, поглощая эту часть энергии, практически ее не рассеивают. Остальную часть кинетической энергии самолета при посадке поглощают, а главное большую ее долю рассеивают, амортизаторы стоек шасси. Основной тип современных самолетных амортизаторов — жидкостко-газовые.

Литература [1, с. 71 – 108, 119 – 138], [3, с. 83 – 112].

Тема 5. Основные функциональные системы самолета.

Системы управления самолетом. Классификация систем управления. Основное управление. Технические мероприятия по снижению усилия на командных рычагах. Принципиальная схема бустерной системы управления. Основные электрогидравлические и электромеханические агрегаты системы управления. САУ.

Принципиальные схемы гидравлических систем с регулируемой и нерегулируемой подачей. Основные типы гидронасосов. Виды основных исполнительных механизмов. Рабочие жидкости в системе. Требования, предъявляемые к гидравлическим системам и пути их реализации.

Системы кондиционирования воздуха и автоматического регулирования давления в кабине экипажа и пассажирских салонах самолета. Необходимость и принципиальные схемы этих систем.

Противопожарная и противообледенительная системы самолета. Принципиальные схемы систем. Требования, предъявляемые к системам. Типы противообледенительных систем. Условия обледенения и возникновения пожара. Датчики сигнализации. Топливные системы. Требования, предъявляемые к топливным системам. Принципиальная схема топливной системы. Характеристика топлива. Основные агрегаты систем: насосы, датчики расхода и запаса топлива. Централизованная заправка. Меры пожарной безопасности, надежности и живучести топливных систем самолетов Аварийный слив топлива. Обеспечение охраны окружающей среды.

Литература [1, с. 108 – 119, 177 – 181, 212 – 214, 214 – 219,].

Методические указания к теме 5.

Системы управления ЛА. Изучение раздела рекомендуется начинать с рассмотрения схем и конструктивных элементов систем прямого (непосредственного) управления, усвоить понятие передаточного числа управления и простейший способ его изменения с помощью дифференциальных качалок, и лишь затем перейти к вопросам особенностей конструкции и работы схем с включением гидроусилителей (бустеров) и автопилота.

На современных самолетах для управления различными устройствами применяются системы с внешними источниками энергии. Наибольшее распространение получили *гидравлические, электрические и газовые приводы*. Каждая из этих систем имеет достоинства и недостатки, о которых необходимо иметь представление.

Основной системой на современных ЛА, как правило, является *гидравлическая*. Необходимо уяснить принципиальные схемы гидросистем, работу ее элементов и основные мероприятия, повышающие надежность систем.

Для повышения безопасности полетов на современных самолетах используют системы защиты — *противообледенительные* и *противопожарные* системы. Для обеспечения жизнедеятельности экипажа и пассажиров на самолетах применяются *системы наддува* и *кондиционирования*. Необходимо уяснить принципиальные схемы, работу и конструкции указанных систем. Особое внимание следует обратить на мероприятия, повышающие надежность систем.

К *топливной системе* современного летательного аппарата (самолета и вертолета) относится система баков, трубопроводов и агрегатов перекачки и подачи топлива к двигателям. К ней относятся также основные агрегаты в виде датчиков запаса топлива, расходомеры, перекрывные краны и другие агрегаты. Эта часть общей топливной системы, как правило, является системой низкого давления, в отличие от топливных систем двигателей, которые являются системой высокого давления.

При изучении темы следует обратить внимание на конструкции топливных отсеков крыла, методы обеспечения их герметичности. Кроме того, следует понять смысл выработки топлива из баков по заданным программам с целью обеспечения заданной центровки самолета по всему маршруту полета.

СОДЕРЖАНИЕ

1. ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ ДИСЦИПЛИНЫ	3
2. ЛИТЕРАТУРА	4
3. СТРУКТУРА КУРСА	5
4. ПРОГРАММА ДИСЦИПЛИНЫ И МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ К ИЗУЧЕНИЮ РАЗДЕЛОВ ПРОГРАММЫ	5