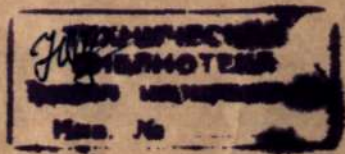


Л. Х. КОКУНИНА

ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ

Утверждено УУЗ МГА СССР в качестве учебника
для средних специальных учебных заведений
гражданской авиации

Издание второе, переработанное и дополненное



МОСКВА «ТРАНСПОРТ» 1982

Кокунина Л. Х. Основы аэродинамики: Учебник, 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Транспорт, 1982. — 197 с.

В учебнике излагаются основы аэродинамики малых и больших скоростей, динамика полета самолета, вопросы устойчивости и управляемости. Основное внимание обращается на физическую сущность аэродинамических явлений и процессов, происходящих в полете.

Рассматриваются некоторые эксплуатационные факторы, влияющие на аэродинамические характеристики самолета, средства обеспечения безопасности полетов и повышения экономичности. Приведены элементарные сведения по аэродинамике вертолетов и ракет.

Учебник предназначен для курсантов авиационно-технических училищ, может быть использован инженерно-техническими работниками.

Ил. 159, табл. 2.

Рецензент Н. М. Мурашов.
Зав. редакцией В. С. Захаров
Редактор Э. М. Федорова

К $\frac{3606000000}{049(01)-82}$ 100-82

© Издательство «Транспорт», 1976
© Издательство «Транспорт», 1982, с изменениями

Аэродинамикой называется наука о законах движения воздуха и законах силового взаимодействия воздуха с движущимися в нем телами. В переводе с греческого: «аэро» — воздух, «динамис» — сила.

Аэродинамика является теоретической основой авиации и ракетной техники. На законах аэродинамики базируются теории крыла и воздушного винта, динамика полета, аэродинамический расчет, расчет устойчивости и управляемости летательных аппаратов.

История развития аэродинамики насчитывает менее ста лет, но за эти годы наука накопила так много знаний, что современная аэродинамика уже подразделяется на целый ряд дисциплин: гидроаэродинамику, газовую динамику, гипераэродинамику, магнитодинамику, супераэродинамику. Аэродинамика заимствовала многие законы гидродинамики, так как при малых скоростях движения воздух ведет себя как капельная (несжимаемая) жидкость. Наука об общих законах движения жидкостей и воздуха (газов) получила название гидроаэродинамика.

Газовая динамика изучает законы движения воздуха со скоростью, близкой к скорости звука и большей скорости звука, когда воздух проявляет сжимаемость, т. е. ведет себя как газ.

Гипераэродинамика изучает законы обтекания тел со скоростью, в 5 и более раз превышающей скорость звука.

Магнитодинамика изучает обтекание тел при очень больших гиперзвуковых скоростях, когда воздух ионизируется и становится плазмой.

Супераэродинамика изучает обтекание тел разреженным газом (на больших высотах).

В зависимости от метода изучения явлений аэродинамику принято делить на теоретическую и экспериментальную.

В теоретической аэродинамике для изучения явлений используются средства математики. Сложные явления схематизируются и упрощаются.

Экспериментальная аэродинамика изучает те же явления на основе наблюдений, натуральных экспериментов или моделирования явлений в аэродинамических лабораториях. Основным обо-

рудованием аэродинамических лабораторий служат аэродинамические трубы, в которых продуваются модели летательных аппаратов или их частей и определяются их аэродинамические характеристики. Оба метода проверяют и дополняют друг друга. Без теории не может быть научно поставленного эксперимента, который уточняет выводы теории.

Для советской аэродинамической школы характерны творческое взаимодействие теории и практики, диалектический метод познания действительности. Исследования и наблюдения дают возможность установить закономерности аэродинамических явлений, которые затем используются для решения практических задач.

Одной из основных задач аэродинамики является определение сил и моментов, действующих на летательный аппарат, что необходимо для аэродинамического расчета самолета, расчета на прочность и долговечность. С помощью аэродинамики определяются внешние формы частей самолета, их взаимное расположение. Аэродинамика дает возможность определить допустимые при эксплуатации самолета деформации, исключить вибрации и тряску, определить запретные режимы полета и таким образом обеспечить безопасность полета. Аэродинамика предъявляет определенные требования к производству, ремонту и наземному обслуживанию летательных аппаратов.

В свое время Н. Е. Жуковский говорил о том, что аэродинамика, как теоретическая основа авиации должна стать достоянием не только ученых, но и инженеров, и летчиков, и техников. Знание аэродинамики необходимо пилоту для правильного управления самолетом. Без этого он не может использовать все возможности машины, особенно в сложной обстановке. Знание аэродинамики необходимо и технику, обслуживающему летательный аппарат. Он должен знать назначение его частей, четко представлять их взаимодействие с потоком воздуха, понимать, например, какую опасность таит в себе корочка льда, покрывшая крыло или лопасти воздушного винта.

Техник будет бережно относиться к самолету, если будет знать, что даже незначительная шероховатость или царапина на поверхности самолета может существенно уменьшить скорость полета, а на скоростных самолетах привести к вибрации или преждевременному волновому кризису — явлениям очень опасным.

За исторически короткий срок аэродинамика достигла высокой степени развития и находит применение не только в авиации, но и в других областях науки и техники: в турбиностроении, ракетостроении, артиллерии, вентиляционной технике, двигателестроении.

Основателями научной гидроаэродинамики считают членов Российской Академии наук Леонарда Эйлера (1707—1783 гг.) и Даниила Бернулли (1700—1782 гг.). Эйлер вывел

общие уравнения движения жидкостей и газов. Бернулли установил зависимость между важнейшими параметрами потока.

Великому итальянскому ученому и художнику Леонардо да Винчи (1452—1519 гг.) принадлежат первые труды о сопротивлении жидкости. Он же впервые задумался о причинах создания подъемной силы, уравновешивающей вес летящей птицы, хотя его предположение о том, что под быстрыми взмахами крыла птицы воздух уплотняется и поэтому создает поддерживающую силу, было ошибочным (так как при малых скоростях движения воздух практически не сжимается).

В более позднее время возможность полета на аппарате тяжелее воздуха отвергалась из-за появления ньютоновской корпускулярной «ударной» теории сопротивления среды. При определении подъемной силы для плотных слоев воздуха формула Ньютона (1642—1727 гг.) давала очень большую ошибку, так как не учитывала обтекания поверхности тела. Корпускулярная теория сопротивления среды оказывается справедливой только при движении тел в сильно разреженной атмосфере (на большой высоте).

До конца XIX в. аэродинамика развивалась крайне медленно, так как не находила практического применения. Бурное ее развитие началось с возникновения авиации, которая сразу же выдвинула проблему подъемной силы. Эту важнейшую проблему решил Н. Е. Жуковский (1847—1921 гг.), которого В. И. Ленин назвал «отцом русской авиации».

Жуковский был не только талантливым ученым, но и пропагандистом авиационной науки, замечательным учителем и наставником молодежи. Он создал логически последовательную вихревую теорию крыла и гребного винта, организовал аэродинамические лаборатории в Московском государственном университете и Московском высшем техническом училище, создал исследовательский институт в Кучино под Москвой и до самой смерти был руководителем Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ). Исследования Н. Е. Жуковского и его учеников С. А. Чаплыгина, Б. Н. Юрьева, В. П. Ветчинкина и других легли в основу современной аэродинамики.

С. А. Чаплыгин (1869—1942 гг.) опубликовал большое количество работ по теоретической аэродинамике. Задолго до появления скоростных реактивных самолетов он исследовал движение воздуха при больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростях и заложил основы новой науки — газовой динамики.

С именем К. Э. Циолковского (1857—1935 гг.) связана история развития ракетной техники. В работе «Исследования мировых пространств» Циолковский обосновал возможность использования ракет для межпланетных сообщений, вывел законы их движения, предложил идею многоступенчатых ракет.

Научные интересы Циолковского были разнообразны. Он занимался теорией и конструированием дирижаблей, рассчитывал

самолет-моноплан, построил первую в России аэродинамическую трубу, в которой проводил продувку моделей, исследуя сопротивление тел различной формы.

Большой вклад в развитие аэродинамики был сделан и зарубежными исследователями О. Лилиенталем, Л. Прандтлем, Г. Глауэром, О. Рейнольдсом и др.

Всемирно известны фундаментальные исследования и современных советских ученых-аэродинамиков М. В. Келдыша, Н. Е. Кочина, М. А. Лаврентьева, С. А. Христановича и других.

Развитие науки в нашей стране возведено на уровень важнейших задач партии и народа.

В СССР две научные исследования планируются и координируются. Это дает возможность сосредоточить творческие силы на главных направлениях. Одно из таких направлений современной науки — изучение космоса. Освоение космоса позволяет решать такие проблемы, как история Земли и происхождение жизни, прогноз погоды, поиск полезных ископаемых и др.

Каждому запуску космического корабля предшествуют огромные теоретические и экспериментальные исследования многих талантливых ученых, конструкторов, инженеров. Путь в космос прошел через авиацию. Для этого нужны были талант Жуковского и Чаплыгина, одержимость Циолковского и Цандера, знания и воля Королева.

В настоящее время гражданская авиация является одной из важнейших отраслей народного хозяйства СССР и крупнейшей авиакомпанией мира. Самолеты ГА летают в 86 стран мира, общая протяженность воздушных линий более миллиона километров. Самолеты и вертолеты гражданской авиации не только перевозят огромный поток пассажиров, но и используются для разведки природных богатств, нужд сельского хозяйства, для борьбы с лесными пожарами и на других работах.

Техническое переоснащение гражданской авиации идет в направлении увеличения скорости, грузоподъемности, дальности полета, улучшения взлетно-посадочных характеристик самолетов, повышения их надежности. На магистрали поступают новейшие скоростные и экономичные самолеты Ил-76, комфортабельные Ил-86 (аэробусы) и Як-42. Внедряются автоматизированные системы управления воздушным движением, новое наземное оборудование, средства механизации и автоматизации производства.

Пути развития гражданской авиации определены XXVI съездом КПСС в «Основных направлениях экономического и социального развития СССР на 1981—1985 годы и на период до 1990 года». В решении этих задач важное место принадлежит инженерно-авиационной службе, которая обеспечивает техническое обслуживание и подготовку самолетов к полету, грамотную эксплуатацию их в воздухе, занимается усовершенствованием методов технической эксплуатации, повышением надежности ремонта и другими проблемами.

Глава I. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ И ЗАКОНЫ АЭРОДИНАМИКИ

1. Основные параметры воздуха

С точки зрения молекулярной физики воздух, как всякий газ, представляет собой совокупность хаотически движущихся молекул, линейные размеры которых значительно меньше расстояния между ними. Энергия хаотического движения молекул и межмолекулярные расстояния определяют состояние воздуха. Величины, характеризующие это состояние, называются параметрами. К ним относятся температура, давление, плотность.

— Температура — степень нагретости воздуха. Она характеризует скорость хаотического (теплого) движения молекул. Чем выше температура, тем быстрее движутся молекулы, и, наоборот. Нагревание или охлаждение воздуха связано, таким образом, с изменением средней кинетической энергии движения молекул.

Для измерения температуры приняты международная практическая температурная шкала МПТШ-1968 (Цельсия) и термодинамическая температурная шкала (абсолютных температур Кельвина).

По первой шкале за 0° принята температура таяния льда, за 100° — температура кипения воды. Единица измерения температуры — градус (1°C). Измеренная по этой шкале температура обозначается через t° . По второй шкале за 0° принята температура вакуума, при которой прекращается тепловое движение молекул. Единицей измерения является кельвин (K) $1K=1^\circ\text{C}$. Измеренная по термодинамической шкале температура называется абсолютной и обозначается через T . Соотношение между ними выражается как: $T=t^\circ+273$.

— Давление (статическое) представляет силу, действующую на единицу площади перпендикулярно к поверхности.

Молекулы воздуха, находясь в непрерывном хаотическом движении, ударяются друг о друга или о какие-либо предметы, поэтому давление можно считать суммарным эффектом ударов молекул воздуха о препятствия. При хаотическом движении все направления равно вероятны. Поэтому в жидкостях и газах статистическое давление передается равномерно во все стороны и силы давления направлены перпендикулярно поверхности тел.

Если в неподвижной воздушной среде выделить небольшой объем воздуха или поместить в нее небольшое по размерам тело, то они со всех сторон будут испытывать одинаковое давление.

Молекулярно-кинетическая теория хорошо объясняет физическую сущность изменения давления при нагревании воздуха в закрытом сосуде: повышение температуры приводит к увеличению средней кинетической энергии движения молекул и, следовательно, суммарного эффекта их ударов о стенку сосуда. С позиций этой теории становится понятным и уменьшение атмосферного давления воздуха при подъеме на высоту: на больших высотах уменьшается количество молекул воздуха в единице объема и, следовательно, уменьшается суммарный эффект их ударов. Статическое давление обозначается буквой p , в технической системе единиц измеряется в кгс/м², в системе СИ — Н/м² (Паскалях).

Давление, вызываемое силой 1 кгс, равномерно распределенной по нормальной к ней поверхности площадью 1 см², называется технической атмосферой. Между единицами измерения давления существуют следующие соотношения:

$$735 \text{ мм рт. ст.} = 1 \text{ кгс/см}^2 = 10\,000 \text{ кгс/м}^2 = 98\,000 \text{ Па} = 980 \text{ ГПа.}$$

Плотность определяется массой воздуха в единице объема:

$$\rho = m/v,$$

где ρ — плотность, кг/м³;
 m — масса воздуха, кг;
 v — объем, м³.

Удельным весом называется вес воздуха в единице объема:

$$\gamma = G/v,$$

где γ — удельный вес, Н/м³;
 G — вес воздуха, Н;
 v — объем воздуха, м³.

Зависимость между удельным весом и плотностью такая же, как между весом и массой:

$$\gamma/\rho = \frac{G/v}{m/v} = g, \quad \gamma = \rho g,$$

где g — ускорение свободного падения, м/с².

Пользоваться понятием плотности удобнее, чем удельного веса, так как последний зависит от географической широты и высоты на уровне моря.

Соотношения между параметрами воздуха подчинены закону Клапейрона (состояние газа):

$$pv = RT,$$

где p — давление воздуха, Па;
 v — удельный объем, м³/кг;
 T — термодинамическая температура, К;
 R — газовая постоянная воздуха, Дж/кг·К.

Так как удельный объем v является величиной, обратной массовой плотности: $1/\rho = v$, то после подстановки этого выражения уравнение Клапейрона приобретает вид: $p/\rho = RT$, или

$$p = \rho(RT).$$

С точки зрения аэродинамики наиболее важным параметром воздуха является плотность, так как она суммирует влияние давления и температуры и в конечном счете определяет величину аэродинамических сил.

2. Физические свойства воздуха

Из физических свойств рассмотрим только такие, которые оказывают влияние на законы движения воздуха. К ним следует отнести: инертность, вязкость, сжимаемость, текучесть, теплоемкость.

Инертность — это свойство воздуха оказывать сопротивление изменению состояния относительного покоя или прямолинейного равномерного движения его частиц.

Инертность воздуха является причиной его сопротивления движению тел. Мерой инертности может служить плотность воздуха. Чем она больше, тем большая сила необходима для того, чтобы вывести частицы воздуха из состояния равновесия, и тем больше будет сила, действующая со стороны воздуха на движущееся в нем тело. Подобно воде воздух «смачивает» поверхности тел. Поэтому при их движении возникает относительное смещение (сдвиг) слоев воздуха.

Вязкость — это свойство жидкостей и газов оказывать сопротивление относительному смещению их слоев. Причиной вязкости являются силы внутреннего трения.

Природа вязкости жидкостей и газов различна. Вязкость жидкостей вызвана силами сцепления (механическими связями) молекул, а вязкость газов обусловлена обменом молекулами (диффузией) между соседними слоями. Температура по-разному влияет на вязкость жидкостей и газов. Вязкость жидкостей при повышении температуры понижается, так как уменьшаются силы сцепления молекул, а вязкость газов, в том числе и воздуха с увеличением температуры увеличивается, так как повышается кинетическая энергия молекул и они глубже проникают из одного слоя в другой.

Сжимаемость — свойство воздуха изменять плотность при изменении давления и температуры. Сжимаемостью обладают все вещества, но одни из них сжимаются легко, другие практически не сжимаются.

Силы сцепления между молекулами воздуха невелики, а расстояния между ними значительны и легко изменяются при при-

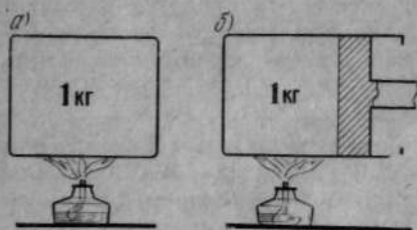


Рис. 1.1. Условия нагревания воздуха: а — при постоянном объеме; б — при постоянном давлении

ращениях давления или температуры, что и вызывает увеличение или уменьшение плотности. В отличие от воздуха и других газов капельные жидкости практически не сжимаются, так как молекулы их уже сжаты громадными силами поверхностного натяжения.

Количественно сжимаемость воздуха характеризуется отношением приращения плотности к приращению давления: $\Delta\rho/\Delta p$.

Совершенно особым и общим свойством жидкостей и газов является их текучесть, которая вызывается слабыми связями между их частицами. Текучесть делает жидкость и газы очень подвижными. Они принимают форму сосуда, в котором находятся.

Теплоемкость следует рассматривать как свойство воздуха поглощать некоторое количество тепла при нагревании и отдавать при охлаждении. Характеристикой этого свойства является удельная теплоемкость.

Удельная теплоемкость — количество тепла, необходимое для нагревания 1 кг воздуха на 1 К. Единицей измерения удельной теплоемкости в системе СИ является Дж/кг·К.

Удельная теплоемкость зависит от химического состава, состояния воздуха и процесса сообщения ему тепла (рис. 1.1). При $p = \text{const}$ теплота затрачивается не только на повышение температуры, но и на совершение механической работы расширения, поэтому

$$c_p > c_v,$$

где c_v — удельная теплоемкость при постоянном объеме, Дж/кг·К;
 c_p — удельная теплоемкость при постоянном давлении, Дж/кг·К.

Разность $(c_p - c_v)$ представляет собой количество тепла, преобразованного в механическую работу расширения $c_p - c_v = R$, где R — газовая постоянная, представляющая собой работу расширения 1 кг воздуха при нагревании на 1 К, Дж/кг·К.

Отношение c_p/c_v называется показателем адиабаты, обозначается κ .

3. Атмосфера

Атмосфера Земли. Воздушная оболочка, окружающая Землю, называется атмосферой. Она обеспечивает возможность жизни на земле, защищает ее от ультрафиолетовой и космической радиации, резких колебаний температуры.

Первая попытка изучения атмосферы была сделана в глубокой древности Аристотелем (384—322 гг. до н. э.), но и до сих пор сложные атмосферные явления до конца не изучены. Современные методы изучения атмосферы складываются из инструментальных наблюдений и косвенных исследований.

Инструментальные наблюдения до высот 30—40 км производятся на наземных метеорологических станциях и с помощью шар-зондов (радиозонды, радиопилоты, трансозонды), аэростатов. Для изучения верхних слоев атмосферы применяются метеорологические и геофизические ракеты и искусственные спутники Земли (ИСЗ).

С помощью ИСЗ были исследованы магнитное поле Земли, космические лучи, корпускулярные потоки и ультрафиолетовая радиация Солнца, полярные сияния. За 1 ч полета ИСЗ фотографирует до 5% всей поверхности Земли. Карты облачности, составленные с помощью ИСЗ, используются при авиационных прогнозах погоды. Инфракрасная аппаратура и телекамеры, устанавливаемые на ИСЗ, дают непрерывный обзор состояния атмосферы.

Нижней границей атмосферы служит поверхность Земли. Верхняя ее граница точно не установлена. Условно за верхнюю границу атмосферы приняты высоты 2000—3000 км, где плотность воздуха в $16 \cdot 10^{17}$ раз меньше, чем у Земли.

Атмосфера Земли состоит из смеси газов. Сухой очищенный от пыли воздух вблизи земной поверхности по объему состоит из 78,09% азота, 20,95% кислорода, 0,93% аргона, 0,03% углекислого газа. Количество остальных газов (водорода, неона, гелия, криптона, ксенона, радона, закиси азота, йода, озона, метана) ничтожно мало.

До высоты 100 км состав атмосферы не изменяется, так как разделению газов препятствует непрерывное турбулентное движение воздуха. Этот слой называется гомосферой (однородным) (рис. 1.2). Непостоянным является только содержание углекислого газа, водяного пара и пыли. Содержание углекислого газа в нижних слоях атмосферы постоянно увеличивается за счет сжигания топлива и жизнедеятельности фауны. Пыль поступает в атмосферу и с поверхности земли (заводы, безводные пустыни, степи, вулканы) и из космоса.

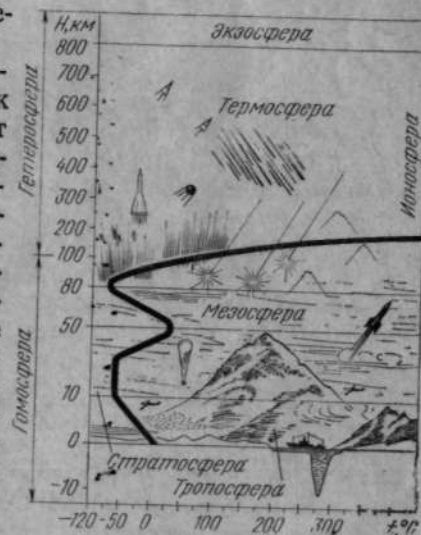


Рис. 1.2. Атмосфера Земли

Космическая пыль образуется главным образом при сгорании метеоров. Ежедневно на Земле выпадает около 1000 т космической пыли.

Выше 100 км расположена гетеросфера (неоднородный слой). Здесь под действием ультрафиолетовой радиации Солнца молекулы газов расщепляются на атомы. Состав воздуха по высоте значительно изменяется. На высотах 500—1000 км преобладает газ гелий.

Давление и плотность воздуха с высотой быстро уменьшаются. Основная масса воздуха (99%) сосредоточена в слое до высоты 30 км.

Атмосфера Земли подвержена постоянному воздействию ультрафиолетового, электромагнитного и корпускулярного излучения Солнца и действию магнитного поля Земли. Солнечная энергия является источником ионизационных, химических, фотохимических метеорологических преобразований в атмосфере. По характеру изменения температуры с высотой и другим физическим свойствам атмосферу принято делить на несколько слоев (сфер).

Тропосфера — слой воздуха, непосредственно прилегающий к Земле. Высота тропосферы колеблется в пределах от 7 до 8 км над полюсами, от 16 до 18 км над экватором. В средних широтах высота тропосферы составляет примерно 11 км. В тропосфере сосредоточено 79% всей массы атмосферы. Для нее характерны очень интенсивное вертикальное перемешивание воздуха, ветры, облачность, выпадание осадков. Серьезную опасность для полетов самолета представляют такие атмосферные явления в тропосфере, как обледенение, грозы, порывистые ветры, пыльные бури, которые могут вызвать «болтанку» или опасные вибрации самолета, создать «перегрузки», нарушить балансировку, устойчивость, управляемость. Особенно опасны возникающие на высоте 8—10 км струйные течения, представляющие собой ураганные ветры со скоростью 30—100 км/ч. Прогноз погоды и струйных течений имеет серьезное значение для обеспечения безопасности полетов.

Для коротковолнового излучения Солнца атмосфера «прозрачна», и нагревание воздуха происходит от поверхности земли. Поэтому по мере удаления от ее поверхности температура воздуха в тропосфере понижается примерно на $6,5^\circ\text{C}$ на 1 км, но в зависимости от времени года, географической широты, климата и погоды могут возникать инверсии (отклонения от закономерности) температуры. Переходный слой между тропосферой и стратосферой называется тропопаузой.

Стратосфера расположена выше тропопаузы и простирается до высоты 50—55 км. Температура воздуха до высоты 25—30 км почти постоянна и равна $-56,5^\circ\text{C}$, затем повышается на $1-2^\circ$ на каждый километр и на верхней границе стратосферы становится положительной. Повышение температуры связано с

тем, что под влиянием ультрафиолетовой радиации Солнца образуется озон (O_3). В стратосфере также, как в верхней тропосфере, происходит интенсивная циркуляция воздуха с резкими перепадами температур и ветрами. Образуются горизонтальные струйные течения шириной в сотни километров. Они имеют скорость 150—500 км/ч. Осадки в стратосфере почти отсутствуют. Только в верхних слоях иногда образуются перламутровые облака.

Переходный слой между стратосферой и мезосферой — стратопауза. Мезосфера — расположена выше стратопаузы и простирается до высоты 80 км. Для нее характерно понижение температуры: на верхней границе она становится равной -75°C . Летом температура мезосферы на несколько градусов ниже, чем зимой. В мезопаузе понижение температуры прекращается. Здесь наблюдаются красивые серебристые облака, состоящие из ледяных кристаллов, и возникают очень изменчивые ветры со скоростью до нескольких сотен километров в час.

Термосфера расположена на высоте от 80 до 800 км. С увеличением высоты температура воздуха в термосфере повышается: на высоте 150 км $t = 220-240^\circ\text{C}$; 200 км $t > 500^\circ\text{C}$.

Так как температура воздуха — это мера средней скорости движения молекул, то в термосфере, где плотность воздуха очень мала, высокие температуры не могут вызвать нагревания находящегося там тела.

В нижней термосфере сгорают метеорные потоки и происходит ионизация газов под действием ультрафиолетового и корпускулярного излучений Солнца. Поэтому нижний слой термосферы называют ионосферой. Она отражает радиоволны, обеспечивая возможность дальней радиосвязи. В ионосфере происходят полярные сияния.

Экзосфера — сфера рассеяния расположена выше 800 км. Она мало изучена. Температура возрастает до 2000°C , при этом скорости частиц газов достигают 12 км/с, и некоторая их часть уходит из поля земного притяжения.

Околосферное пространство заполнено заряженными частицами, образующими зоны радиации без четко выраженных границ, которые меняются в зависимости от солнечной активности. При усилении активности Солнца возрастает поток космических частиц, которые питают радиационные зоны Земли.

Стандартная атмосфера (СА) представляет собой некоторую условную (фиктивную) воздушную среду, состояние которой соответствует среднегодовым значениям параметров воздуха для средних широт. За начальные условия стандартной атмосферы приняты параметры воздуха, соответствующие условиям на уровне моря:

$$p_0 = 1013 \text{ гПа} = 760/\text{мм рт.ст.}; T_0 = 288 \text{ К} = 15^\circ\text{C};$$

$$\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3 = 0,125 \text{ кгс}\cdot\text{с}^2/\text{м}^4; a_0 = 340,2 \text{ м/с}.$$

Для высот, не выходящих за пределы тропосферы, параметры воздуха можно вычислить по формулам Ветчинкина:

$$T_H = T_0 - 6,5H; \quad p_H = p_0 (16,8 - H)/(16,8 + H),$$

$$\rho_H = \rho_0 (20 - H)/(20 + H); \quad a_H = a_0 - 4H,$$

где

H — высоты, км;
 T_0, p_0, ρ_0, a_0 — соответственно температура, давление, массовая плотность, скорость звука на высоте, равной нулю;
 T_H, p_H, ρ_H, a_H — соответственно температура, давление, массовая плотность и скорость звука на высоте H .

Для удобства пользования результаты вычислений, выполненных по этим формулам, сведены в таблицу (приложение 1).

При проектировании летательных аппаратов все расчеты ведутся согласно условиям стандартной атмосферы, результаты испытаний пересчитываются на те же условия. Это обеспечивает возможность сравнения самолетов и других летательных аппаратов по их летным характеристикам.

4. Основные законы гидроаэродинамики

Гидроаэродинамикой называется наука об общих законах движения жидкостей и газов. Основоположниками гидроаэродинамики по праву считаются Л. Эйлер (1707—1783 гг.) и Д. Бернулли (1700—1782 гг.).

Гидродинамикой Даниил Бернулли впервые назвал науку о законах движения жидкости. Но так как законы движения воздуха и жидкости оказались во многом одинаковыми, позднее стал использоваться обобщенный термин «гидроаэродинамика».

Некоторые понятия гидроаэродинамики. Потокom называется среда, совершающая движение в определенном направлении. Река, ветер, морское течение — примеры потока.

Основными параметрами, характеризующими поток, являются плотность, площадь поперечного сечения, скорость, давление, объемный расход, массовый расход, удельный расход.

Объемным расходом называется объем жидкости (воздуха), протекающей через сечение потока за 1 с

$$Q_v = SV,$$

где Q_v — объемный расход;
 V — скорость частиц;
 S — площадь поперечного сечения.

Массовым расходом называется масса жидкости (воздуха), протекающей через сечение потока за 1 с

$$Q_m = SV\rho,$$

где Q_m — массовый расход;
 ρ — плотность.

Удельным расходом называется масса жидкости (воздуха), протекающей через единицу площади сечения потока за 1 с:

$$Q_{уд} = Q_m/S; \quad Q_{уд} = (SV\rho)/S; \quad Q_{уд} = V\rho.$$

Движение потока может быть установившимся или неустановившимся.

Установившимся называется такое движение жидкости или газа, при котором в данной точке пространства, занимаемого потоком, скорость и давление не изменяются во времени. Это значит, что через данную точку пространства все частицы проходят с одинаковой скоростью.

В природе чаще встречается неустановившееся движение, отличающееся чрезвычайной сложностью. При таком движении траектории частиц запутаны, пересекаются сами с собой и друг с другом.

Линия тока — некоторая линия, в каждой точке которой направление касательной (рис. 1.3) совпадает с направлением вектора скорости.

Через каждую точку потока может проходить только одна линия тока, так как иначе вектор скорости одной частицы должен иметь два (или несколько) разных направлений, что физически невозможно.

Линии тока от траекторий частиц отличаются тем, что показывают направление движения разных частиц в данный момент времени, а траектория фиксирует положение одной и той же частицы в разные моменты времени. И только при установившемся (стационарном) течении линии тока и траектории совпадают.

Если движение установившееся, то скорости частиц в данной точке должны оставаться постоянными во времени $V = \text{const}$. Следовательно, если некоторая частица O будет последовательно перемещаться от A к B , от B к C и т. д., как по траектории, то ее скорость будет принимать значения $V_A; V_B; V_C; \dots$. А это значит, что траектория совместится с линией тока.

Струйка — часть потока, ограниченная поверхностью, образованной линиями тока, проходящими через некоторый малый замкнутый контур (рис. 1.4). Поэтому струйка имеет такое очень

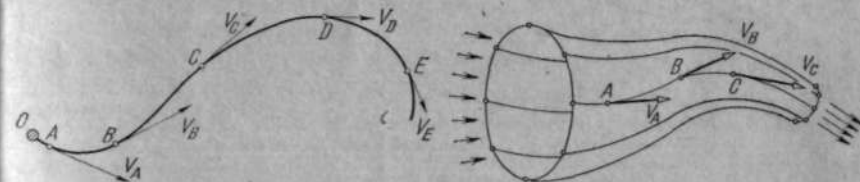


Рис. 1.3. Линия тока

Рис. 1.4. Струйка

важное свойство: через ее боковую поверхность расход жидкости (газа) невозможен. Совокупность элементарных струек образует поток.

Модели обтекания. Реальные явления природы очень сложны и недоступны для строго теоретического анализа. Поэтому для построения теории того или иного явления приходится схематизировать действительность и брать в качестве объекта изучения не реальное явление, а его упрощенную физическую модель. В теоретической аэродинамике принят целый ряд моделей обтекания тел потоком воздуха.

Первая модель — корпускулярная — была предложена Ньютоном. При построении своей теории он исходил из предположения, что воздух состоит из отдельных, не связанных между собой частиц — корпускул, которые при взаимодействии с телом теряют полностью свою кинетическую энергию и прилипают к телу, а не столкнувшиеся с телом частицы, не изменяя направления, проходят мимо него. За телом образуется уходящая в бесконечность застойная область, где скорость частиц равна нулю.

Эта модель имела большой недостаток. Она не рассматривала обтекания тела и потому давала большую ошибку при вычислении силы сопротивления для плотных слоев воздуха. В последнее время эта модель стала использоваться при изучении явлений обтеканий тел разреженными газами.

Если газ является сильно разреженным, то молекулы находятся друг от друга на значительном расстоянии и длина их свободного пробега велика. Так, например, на высоте приблизительно 160 км над уровнем моря в 1 мм^3 воздуха содержится всего одна молекула, т. е. в $2,7 \cdot 10^{16}$ раз меньше, чем у земли при нормальных условиях. Такая газовая среда не может считаться непрерывной, а действительно состоит из разрозненных частиц.

Вторая модель — «идеальная жидкость». Жидкость, обтекающая твердое тело, считается сплошной средой («континуум»), лишенной свойств вязкости и сжимаемости. Она не имеет такого недостатка, как модель Ньютона. Математическое исследование этой модели привело к трем дифференциальным уравнениям движения жидкостей (уравнения Эйлера), решение которых дает возможность определения скорости в любой точке потока (среды), обтекающего тело.

Позднее модель «идеальная жидкость» изучалась Жуковским и его учениками. В результате исследования этой модели была разработана теория, объясняющая причину возникновения подъемной силы. Выводы теории, построенной на модели «идеальная жидкость», справедливы, если отношение размеров тела к длине свободного пробега молекул не менее 10^5 .

Третья модель — «сжимаемая жидкость» — исследовалась С. А. Чаплыгиным и его последователями. В результате этих исследований создана наука — газовая динамика, изучаю-

щая законы движения тел в воздухе и газах со скоростями, при которых необходимо учитывать сжимаемость.

Четвертая модель — «вязкая жидкость» — изучалась Л. Прандтлем. В результате возникла теория пограничного слоя.

В настоящее время ученые-аэродинамики исследуют сложные модели обтекания тела вязкой сжимаемой средой и модель обтекания тела плазмой. Последняя представляет собой высокотемпературную среду, состоящую из смеси электрически заряженных и нейтральных частиц. Являясь четвертым агрегатным состоянием материи, плазма электропроводна и взаимодействует с магнитными полями. Среда, подобная плазме, образуется при торможении в атмосфере космических объектов.

Каждая модель учитывает только существенные (главные) признаки явлений и отбрасывает второстепенные. Чем больше признаков явлений сохраняет модель, тем точнее выводы построенной на ее основе теории, но тем больше трудностей возникает при ее исследовании.

Уравнение неразрывности для идеальной жидкости, опубликованное Эйлером в 1756 г., представляет собой применение закона сохранения материи к струйке жидкости и устанавливает зависимость между скоростью и площадью поперечного сечения.

Выделим в струйке идеальной жидкости произвольное сечение (рис. 1.5). За 1 с через него пройдет некоторый объем жидкости, который представляет собой объемный расход Q_v .

Поскольку жидкость идеальная, сжатие и расширение ее исключено. Поэтому для неразрывности струйки необходимо и достаточно, чтобы объемный расход жидкости через все сечения был постоянным $Q_v = \text{const}$; $SV = \text{const}$. Откуда следует, что при установившемся движении идеальной жидкости скорость обратно пропорциональна площади поперечного сечения струйки $V = \text{const}/S$.

Закон неразрывности очень часто подтверждается явлениями природы. Река на мелях, перекатах, в теснинах всегда имеет большую скорость течения. В устьях дуют сильные ветры. В технике закон неразрывности используют в форсунках, пульверизаторах, сопловых аппаратах, аэродинамических трубах.

Уравнение Бернулли для идеальной жидкости устанавливает зависимость между давлением и скоростью потока и представляет собой приложение закона сохранения энергии к струйке жидкости. Впервые оно было опубликовано Д. Бернулли в 1738 г. в труде «Гидродинамика».

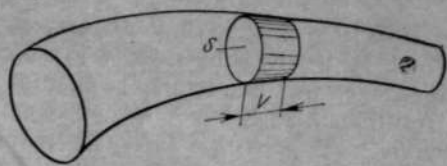


Рис. 1.5. К выводу уравнения неразрывности для идеальной жидкости

Рассмотрим струйку идеальной жидкости в предположении, что обмена энергией между струйкой и окружающей средой нет. На основании закона сохранения энергии можно утверждать, что энергия струйки во всех сечениях постоянна: $E_1 = E_2 = E_3 = \dots = E_n = \text{const}$. Полная энергия струйки состоит из кинетической $E_{\text{кин}}$ и потенциальной $E_{\text{пот}}$. В свою очередь, потенциальная энергия состоит из энергии положения E_G , энергии давления E_d и внутренней тепловой энергии $E_{\text{вн}}$. Следовательно, предыдущее уравнение можно записать как

$$E = E_{\text{кин}} + E_d + E_G + E_{\text{вн}} = \text{const}.$$

Энергия положения — это способность жидкости или воздуха производить работу при изменении высоты центра массы. При обтекании самолета потоком воздуха высоту центров массы сечений струек можно считать постоянной

$$E_G = GH = Q_m \Delta t g,$$

где G — вес воздуха;
 H — расстояние от центра массы данного сечения струйки до некоторой горизонтальной плоскости;
 Q_m — массовый расход;
 Δt — время движения струйки;
 g — ускорение свободного падения.

Внутренняя энергия измеряется количеством тепла и характеризует способность воздуха (или другого газа) производить механическую работу при понижении температуры, которое возможно за счет теплообмена с окружающей средой, или расширения (уменьшения плотности) воздуха. Так как по условию теплообмен с внешней средой отсутствует, а идеальная жидкость несжимаема, то температура, а следовательно, и внутренняя энергия газа во всех сечениях струйки остаются неизменными $E_{\text{вн}} = \text{const}$.

Кинетическая энергия воздуха, прошедшего через произвольное сечение струйки за время Δt : $E_{\text{кин}} = mV^2/2$. После подстановки $m = Q_m \Delta t$ в это выражение получим

$$E_{\text{кин}} = Q_m \Delta t (v^2/2).$$

Энергия давления воздуха, проходящего через произвольное сечение струйки за время Δt , равна работе силы давления A_d за это время (рис. 1.6):

$$E_d = A_d = pSV\Delta t,$$

где p — давление в данном сечении струйки;
 $V\Delta t$ — путь частиц за время Δt .

Умножим и разделим это выражение на плотность воздуха

$$E_d = A_d = pSV\Delta t (\rho/\rho).$$

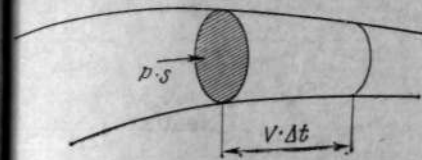


Рис. 1.6. К выводу уравнения Бернулли для идеальной жидкости

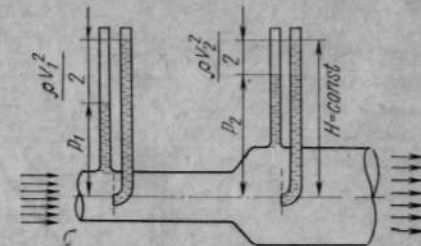


Рис. 1.7. Физическая сущность статического давления и скоростного напора

Так как $SV\rho = Q_m$, то $E_d = Q_m \Delta t (p/\rho)$.

После подстановки выражений для всех видов энергии полная энергия потока запишется как:

$$E = Q_m \Delta t (V^2/2) + Q_m \Delta t (p/\rho) + \text{const} + \text{const} = \text{const}.$$

Полагая, что $Q_m \Delta t = \text{const}$, приводим уравнение к следующему виду: $V^2/2 + p/\rho = \text{const}$. Умножив обе части этого уравнения на $\rho = \text{const}$, получим окончательную форму уравнения Бернулли для идеальной жидкости:

$$p + (\rho V^2/2) = \text{const},$$

где p — статическое давление;
 $\rho V^2/2$ — скоростной напор.

Статическое давление жидкости или газа равномерно передается во все стороны. Поэтому давление, действующее на поверхность, параллельную потоку, является статическим. Оно определяет потенциальную энергию потока.

Скоростной напор представляет собой дополнительное давление на поверхность, перпендикулярную движению потока, и определяет его кинетическую энергию (рис. 1.7).

Уравнение Бернулли для идеальной жидкости читается так: «При установившемся движении идеальной жидкости сумма статического давления и скоростного напора есть величина постоянная в любом сечении данной струйки».

Таким образом, устанавливается связь между скоростью в данном сечении струйки и давлением в этом же сечении. Как следует из уравнения, чем больше скорость воздуха в струйке, тем меньше его давление, и наоборот. Закон Бернулли дает объяснение многим явлениям природы и парадоксам.

На законе Бернулли основан принцип измерения скорости полета (рис. 1.8). Приемник воздушного давления (ПВД) состоит из двух трубок. Внутренняя трубка 1 является приемником полного давления $p + \rho(V^2/2)$, внешняя трубка 2 — статическое давление p . Оба штуцера ПВД соединены с указателем скорости b , расположенным в кабине пилота.

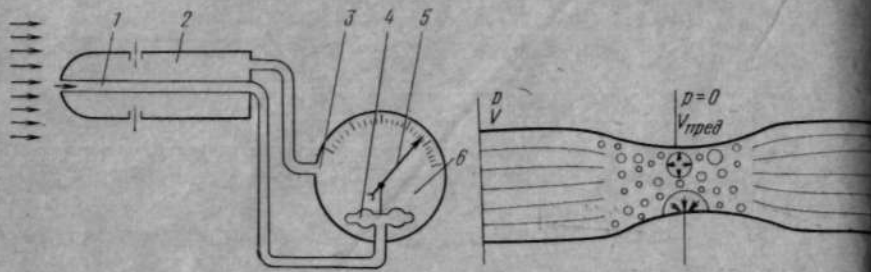


Рис. 1.8. Измерение скорости полета

Рис. 1.9. Кавитация жидкости

Под действием разности давлений, которая равна скоростному напору, мембранная коробочка 4, являющаяся чувствительным элементом указателя скорости, деформируется и через промежуточную передачу передвигает стрелку 5 прибора, шкала 3 которого градуируется в единицах скорости. Градуировка шкалы указателя скорости производится для условий полета у земли т. е. при $H_0=0$ м и $\rho_0=1,225$ кг/м³.

Измеренная скорость называется приборной. Она определяет величину аэродинамических сил, действующих на самолет. С подъемом на высоту в связи с уменьшением плотности воздуха показания указателя скорости оказываются неверными.

Воздушная скорость самолета V_H на высоте H больше, чем скорость, показываемая прибором, и определяется следующим образом:

$$V_H = V_{приб} \sqrt{\rho_0/\rho_H}$$

Уравнением Бернулли пользуются для определения предельной скорости течения потока. С увеличением скорости давления в потоке уменьшается и при некотором ее значении он оказывается на грани разрыва. Скорость, соответствующая этому состоянию, называется предельной скоростью течения (рис. 1.9).

Запишем уравнение Бернулли для двух сечений, между которыми скорость изменяется от $V_0=0$ до $V_{пред}$:

$$\rho_0 + (\rho V_0^2/2) = p + (\rho V_{пред}^2/2)$$

После подстановки $V_0=0$; $p=0$ получим: $\rho_0 = (\rho V_{пред}^2/2)$; откуда $V_{пред} = \sqrt{(2\rho_0)/\rho}$.

Эксперименты и практический опыт свидетельствуют о том, что при достижении $V_{пред}$ наступает качественно новое явление, называемое кавитацией. Она сопровождается образованием раывов и полостей в струе и гидравлическими ударами при соединении и замыкании на стенку трубы. При этом возникают большие потери энергии потока, увеличивается сопротивление.

При эксплуатации самолетов кавитация может возникать в жидкостных системах (гидросистеме, топливной системе) при

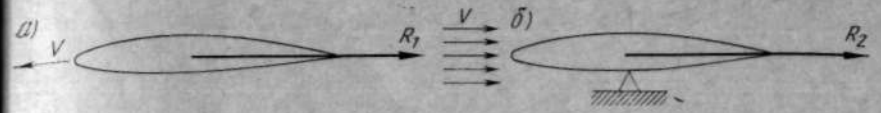


Рис. 1.10. Принцип обратимости:

а — движение тела в неподвижном воздухе; б — обтекание неподвижного тела потоком воздуха

полете на больших высотах, так как $V_{пред}$ уменьшается при падении атмосферного давления.

При кавитации снижается к. п. д. гидравлических механизмов и машин (насосов, гребных винтов), увеличиваются коррозия и разрушение материалов. Поэтому при проектировании топливных, масляных, гидравлических самолетных систем приходится определять предельную скорость и принимать специальные меры для исключения этого опасного явления.

Кавитация может возникнуть и как следствие неправильного технического обслуживания, небрежного обращения с техникой — смятия и резкого перегиба трубопроводов, загрязнения дренажа и т. п.

5. Обтекание тел потоком воздуха

Принцип обратимости. При движении тела в неподвижном воздухе возникает сила сопротивления R , которая зависит от скорости перемещения тела относительно воздуха (рис. 1.10). Если закрепить тело неподвижно и направить на него поток воздуха, сохранив относительную скорость, то сила сопротивления будет та же, что и в первом случае. Такой прием называется обращением движения. Следовательно, принцип обратимости состоит в том, что величина, направление и точка приложения аэродинамических сил не зависят от того, обтекается ли тело потоком воздуха, или движется в неподвижном воздухе.

Принцип обратимости дает возможность проводить аэродинамические исследования в лабораторных условиях, когда тело неподвижно закреплено в аэродинамической трубе, а воздушный поток, создаваемый трубой, обтекает тело с необходимой скоростью. Это значительно упрощает измерение аэродинамических сил и моментов.

В истории аэродинамики вошел так называемый парадокс Дюбуа. Он поставил под сомнение справедливость принципа обратимости, так как обнаружил, что сопротивление тела, покоящегося в канале с движущейся водой, больше, чем сопротивление того же тела, протаскиваемого в неподвижной воде с той же скоростью. Н. Е. Жуковский доказал, что причиной парадокса является система вихрей, образующихся на стенках канала, при движении в нем воды.



Рис. 1.11. Аэродинамические спектры:
а — элементы; б — виды:
1 — потенциальный слой; 2 — пограничный слой; 3 — слутная струя

Аэродинамические спектры. Аэродинамическим спектром называется видимая картина обтекания тела потоком воздуха. Спектры обтекания тел воздушным потоком получают с помощью дымовых труб, гидроканалов или методом «шелковинок» вязких покрытий, оптическим методом. В дымовых трубах визуализация течения обеспечивается введением в поток воздуха струек дыма. Дымовой спектр позволяет исследовать ламинарные и турбулентные течения, отрыв пограничного слоя, управление пограничным слоем.

Метод «шелковинок» позволяет выявить «дефекты» обтекания. При безотрывном режиме течения шелковинок, прикрепленные одним концом к обтекаемой поверхности, спокойны и ориентированы в направлении потока. При срыве потока они колеблются и меняют направление.

На вязком покрытии обтекаемого тела при достаточно продолжительной продувке его в аэродинамической трубе прочерчиваются «линии тока», выявляющие картину обтекания.

Оптические методы получения аэродинамических спектров используют эффект изменения плотности воздуха (сжимаемости) при больших скоростях потока. При изменении плотности воздуха плоскопараллельный пучок света отклоняется, образуя на экране светлые или темные полосы. На большом расстоянии от тела поток не деформирован, струйки текут прямолинейно с одинаковой скоростью. Такой поток называется невозмущенным. Вблизи тела струйки изменяют свое направление и площадь поперечного сечения. От этого изменяются скорости воздуха в струйках. Поток, струйки которого деформированы присутствующим в нем теплом, называется возмущенным.

Аэродинамический спектр любого тела состоит из невозмущенного и возмущенного потоков. Последний в свою очередь состоит из пограничного, внешнего невязкого (потенциального) слоев и слутной струи (рис. 1.11, а). Аэродинамические спектры дают возможность понять физическую сущность обтекания тела потоком воздуха. По своему строению аэродинамические

спектры бывают плавные и вихревые (рис. 1.11, б), симметричные и несимметричные.

Чем больше возмущение потока, тем большее сопротивление испытывает тело. Таким образом, исследование аэродинамических спектров дает возможность выбрать наиболее удобообтекаемые формы, определить дефекты в обтекании той или иной части летательного аппарата, определить характер взаимодействия близко расположенных частей и многое другое.

Ученые и авиаконструкторы нашли средства направленного воздействия на спектры обтекания частей самолета с целью улучшения летных характеристик и обеспечения безопасности полетов.

Пограничный слой. Теория пограничного слоя была разработана немецким ученым Прандтлем в 1904 г. и затем развита в работах английского ученого Т. Кармана и советских ученых: Л. С. Лейбензона, Н. Е. Кочина, А. А. Дородницына, Л. Г. Лойцянского и др.

Вследствие вязкости воздуха близко расположенные к телу слои воздушного потока притормаживаются. Поэтому по мере удаления от поверхности тела торможение частиц воздуха постепенно уменьшается и на некотором расстоянии прекращается полностью.

Пограничным называется тонкий прилегающий к поверхности тела слой воздуха, в котором скорости частиц изменяются по нормали к поверхности значительно больше, чем вдоль потока. Внешнюю границу пограничного слоя точно определить невозможно. Можно принять, что она отстоит от поверхности тела на расстоянии, на котором скорость частиц достигает 99,5% скорости внешнего невязкого потока (рис. 1.12).

Толщина пограничного слоя зависит от формы тела, положения его в потоке воздуха, скорости потока, состояния поверхности тела, вязкости и плотности воздуха и увеличивается от носовой части тела к хвостовой. Вблизи передней кромки крыла толщина пограничного слоя равна нескольким миллиметрам, а у задней достигает 100 мм и более.

Чем ровнее поверхность тела и чем меньше скорость потока, тем пограничный слой тоньше. Характеристикой пограничного слоя может служить градиент скорости

$$\Delta V / \Delta l,$$

где Δl — расстояние между частицами, взятыми на одной нормали, мм;
 ΔV — разность скоростей этих частиц, м/с.

Градиент скорости показывает изменение скорости на 1 мм толщины пограничного слоя.

Частицы воздуха в пограничном слое имеют стремление к вращению, поэтому пограничный слой всегда завихрен (рис. 1.13). Чтобы выяснить причину этого, выделим некоторый объем воздуха. На верхней грани выделенного объема скорость потока

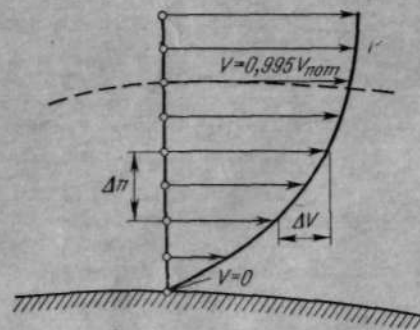


Рис. 1.12. Распределение скоростей в пограничном слое

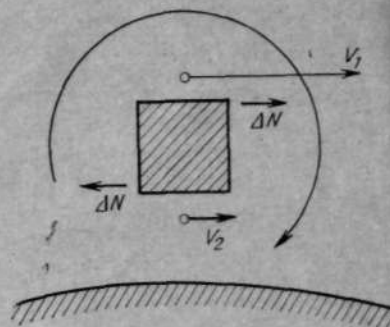


Рис. 1.13. Причина завихрения пограничного слоя

больше, чем на нижней. Слой, примыкающий к нижней границе данного объема воздуха, вызывает замедление движения этого объема, а к верхней грани — ускорение движения. Таким образом возникает пара сил, приводящая данный объем воздуха во вращение, образуется вихрь.

Поток жидкости или газа, в котором все струйки перемещаются параллельно друг другу, называется ламинарным.

До места наибольшей высоты тела поток течет параллельными несмешивающимися струйками (слоисто). Затем ламинарное течение переходит в турбулентное, при котором происходит поперечное перемешивание частиц воздуха. Механизм турбулентного течения очень сложный. Положение точки перехода от ламинарного течения к турбулентному зависит от формы тела, состояния поверхности и скорости движения (рис. 1.14).

Соппротивление трения, аэродинамический нагрев, устойчивость к срывам потока во многом зависят от характера течения пограничного слоя. При турбулентном течении сопротивление трения значительно больше, чем при ламинарном, так как много энергии расходуется на соударение и перемешивание частиц. Для увеличения ламинарной части пограничного слоя применяют особые ламинаризованные формы крыла, фюзеляжа и оперения, повышают гладкость поверхности, управляют пограничным слоем. На структуру пограничного слоя оказывают влияние многие эксплуатационные факторы, такие как: обледенение самолета, повреждение и загрязнение обшивки, искажение теоретической формы профиля и др.

Отрыв пограничного слоя наблюдается при обтекании криволинейных поверхностей, например профиля крыла на больших углах атаки (рис. 1.15). Происходит это вследствие того, что резкое расширение пограничного слоя вызывает появление обратных скоростей и вихрей, отделяющих пограничный слой от поверхности крыла. Явление это очень опасно, так как приводит к резко-

му уменьшению несущей способности крыла, ухудшению устойчивости и управляемости самолета. Развитие срыва потока зависит от формы и состояния поверхности тела, характера течения воздуха в пограничном слое. Тела, имеющие вытянутую по потоку форму с плавными очертаниями (удобообтекаемые), не подвержены срыву потока в отличие от неудобообтекаемых тел с большими поперечными размерами. При турбулентном течении происходит интенсивное перемешивание пограничного слоя и к нижним наиболее заторможенным струйкам подводится дополнительная кинетическая энергия. Это препятствует появлению обратных течений и образованию вихрей. Поэтому турбулентный пограничный слой более устойчив к срыву потока, чем ламинарный. Чтобы уменьшить опасность срыва потока, пограничный слой подвергают искусственной турбулидации. Для этого на поверхности крыла располагают специальные выступы — турбулизаторы.

На взлетно-посадочных режимах при больших углах атаки предотвращение срыва потока достигается увеличением кинетической энергии пограничного слоя с помощью систем УПС (управления пограничным слоем).

Срыв потока может возникнуть в результате нарушения правил эксплуатации самолета: выхода на запретные режимы полета, нарушения центровки.

При небрежном техническом обслуживании из-за неплотного прилегания крышек лючков, неполного закрытия створок и других причин возникают местные срывы потока («дефекты обтекания»), следствием которых могут стать опасные вибрации частей самолета. Стекая с поверхности тела, пограничный слой образует спутную струю, которая представляет собой массу завихренного воздуха.

Потенциальным называется слой воздуха, в котором каждый элементарный объем перемещается только поступательно, без вращения. Силы внутреннего трения в потенциальном потоке не проявляются, и поэтому на любом расстоянии от тела по нормали к его поверхности скорости частиц воздуха одинаковы.

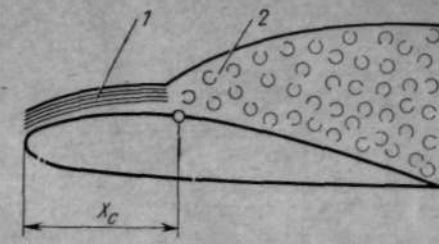


Рис. 1.14. Виды течений в пограничном слое: 1 — ламинарное; 2 — турбулентное

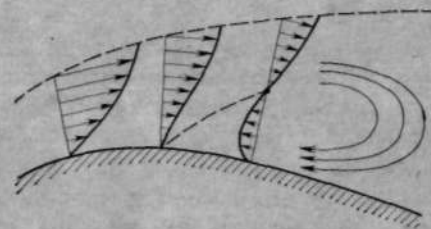


Рис. 1.15. Явление отрыва пограничного слоя

6. Аэродинамический эксперимент

Как всякая наука о природе, аэродинамика использует два метода исследований — теоретический и экспериментальный, которые взаимно обогащают, дополняют и проверяют друг друга. Экспериментальная аэродинамика позволяет изучать даже такие сложные явления, для которых не удается построить удовлетворительной теории. Для проведения современных аэродинамических экспериментов необходимы сложное дорогостоящее оборудование и усилия коллективов научных работников. Первые аэродинамические эксперименты были поставлены в разное время М. В. Ломоносовым, Д. И. Менделеевым, О. Лилиенталем, А. Эйфелем.

В 90-х годах прошлого века К. Э. Циолковский построил первую в России аэродинамическую трубу, в которой исследовал сопротивление тел различной формы. В начале XIX века аэродинамическими исследованиями занялись уже целые научные коллективы.

Основателем многих аэродинамических лабораторий был Н. Е. Жуковский. Им созданы аэродинамические лаборатории при МГУ и МВТУ. В 1904 г. в Кучино, под Москвой, был построен исследовательский институт, а в 1918 г. Жуковский создал и возглавил Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ), руководителем которого он оставался до последних лет жизни. Н. Е. Жуковский вырастил много талантливых учеников, которые впоследствии стали крупнейшими авиационными специалистами. Среди них были С. А. Чаплыгин, Б. Н. Юрьев, Б. С. Стечкин, В. П. Ветчинкин, А. Н. Туполев. Результаты экспериментальных исследований Жуковского и его учеников имели большое значение для создания вихревой теории крыла, гребного винта, профилей Жуковского (НЕЖ) и решения многих практических проблем самолетостроения.

Несколько позднее экспериментальная аэродинамика начала развиваться и за рубежом. Во Франции в 1908 г. А. Эйфель построил Парижскую аэродинамическую лабораторию, исследования которой стали широко известны. В том же году в Геттингене создан аэродинамическую лабораторию немецкий ученый Прандтль. Затем появились аэродинамические центры в Англии, США и других странах.

Целью аэродинамического эксперимента являются определение: давления потока, величины и направления скорости потока, измерения сил и моментов, действующих на обтекаемое тело, изучение физических явлений в целом. Полученные данные используются для аэродинамического расчета самолета и расчета его на прочность, разработки новых схем летательных аппаратов, совершенствования их характеристик, определения перспективы развития.

По методу постановки аэродинамические эксперименты делятся на:

прямые, при которых среда неподвижна, а тело движется. К ним относятся наблюдения при падении тел в воздухе, метод буксировки тел на аэродинамических тележках и ротативных машинах, летные испытания летательных аппаратов.

Из прямых методов в настоящее время практическое значение имеют только летные испытания. Являясь заключительным этапом проектирования самолетов, летные испытания дают исчерпывающую информацию о летных и взлетно-посадочных данных самолета, характеристиках устойчивости и управляемости, но имеют и определенные недостатки: высокую стоимость, невозможность вариантов исследований;

обратные, при которых среда движется, а тело неподвижно (основанные на принципе обратимости). К ним следует отнести испытания при использовании естественного ветра и продувку моделей и натуральных объектов в аэродинамических трубах.

Обратный метод требует значительно меньшей затраты средств и энергии на постановку эксперимента, обеспечивает более удобное визуальное наблюдение и фотографирование картины обтекания, более простую схему измерения параметров потока, сил и моментов.

Наибольшее применение получил метод продувки тел или их моделей в аэродинамических трубах (рис. 1.16). Этот метод используется на предварительных (эскизных) этапах проектирования для испытаний многочисленных вариантов еще не построенного летательного аппарата и его частей.

Аэродинамическая труба является устройством для создания воздушного потока. Вентилятор 8 создает воздушный поток, который через поворотные лопатки 1 и спрямляющую решетку 2 попадает в сужающийся насадок 3, откуда с большой скоростью проходит через открытую рабочую часть трубы 4, где устанавливается исследуемая модель 5. Затем воздух засасывается в диффузор 6 и по обратному каналу 7 подходит к вентилятору. Поворотные лопатки служат для уменьшения потерь кинетической энергии потока в местах поворота. Для выпрямления потока в рабочей части трубы установлена спрямляющая решетка. Диффузор уменьшает скорость потока воздуха за рабочей частью и гидравлическое сопротивление трубы и обеспечивает большую устойчивость потока.

Для научных исследований применяются более совершенные аэродинамические трубы: большие (натурные); дозвуковых и

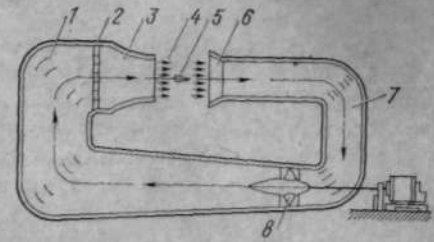


Рис. 1.16. Аэродинамическая труба

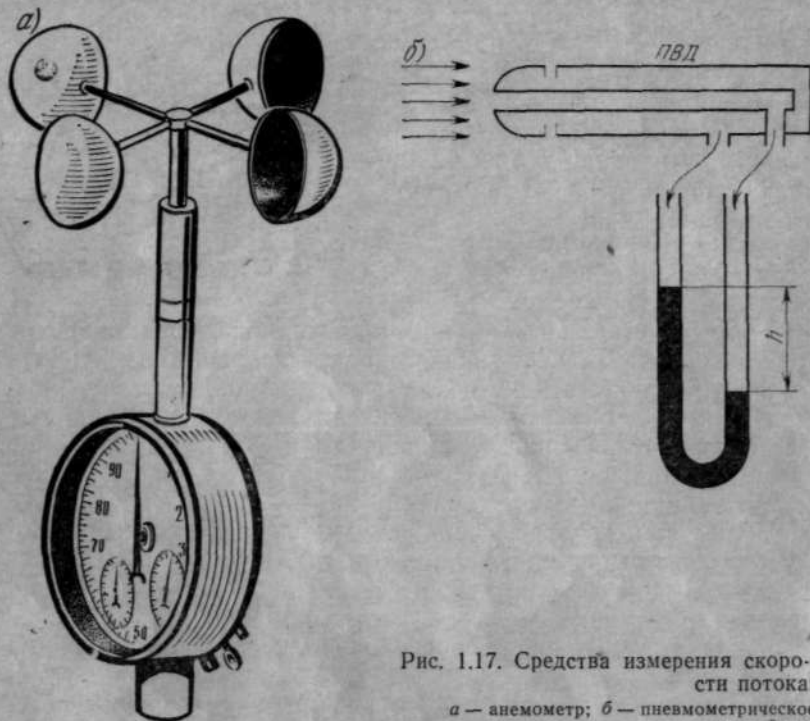


Рис. 1.17. Средства измерения скорости потока:
а — анемометр; б — пневмометрическое устройство

сверхзвуковых скоростей; переменной плотности для исследований вязкой и сжимаемой среды; разреженных газов, которые используют в качестве рабочего тела воздух, гелий и азот; гиперзвуковые аэродинамические трубы, которые обеспечивают возможность получения разрежений с высокими температурами (6000—7000° К); адиабатического сжатия; ударные; электроразрядные; аэробаллистические.

Аэродинамические трубы оборудуются различными измерительными устройствами. Для измерения скорости потока применяются анемометры и пневмометрические устройства (рис. 1.17). Принцип действия анемометра основан на прямой зависимости частоты вращения крыльчатки от скорости потока. Пневмометрическое устройство состоит из ПВД и манометра, воспринимающего разность между полным и статическим давлением. Таким образом, принцип действия пневмометра основан на измерении скоростного напора

$$h\gamma = \Delta p = p_{\text{полн}} - p_{\text{ст}} = \rho V^2/2;$$

$$V = \sqrt{2\Delta p/\rho} = \sqrt{2h\gamma/\rho}.$$

Давление измеряется с помощью чувствительных микроманометров типа ЦАГИ (рис. 1.18). Точность отсчета увеличивается за счет наклона трубки. Часто применяются U-образные и батарейные манометры.

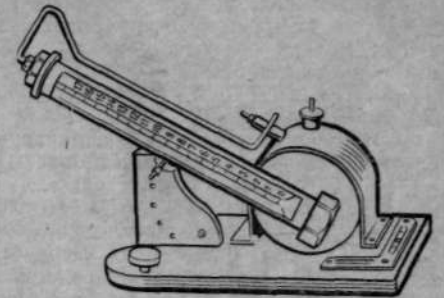


Рис. 1.18. Микроманометр

Для измерения аэродинамических сил и моментов, действующих на тело при продувке его в аэродинамической трубе, служат аэродинамические весы одно-, двух-, трех- и шести-компонентные. Самый простой способ отсчета результатов измерения — визуальный. Научный аэродинамический эксперимент связан с использованием дорогостоящего оборудования и большим расходом энергии, поэтому для сокращения времени его проведения все процессы автоматизируются, а результаты обрабатываются на ЭВМ.

Вопросы для повторения

1. Что называется давлением воздуха и какова его физическая сущность? Единицы измерения давления и соотношение между ними.
2. Что называется температурой воздуха? Какие системы измерения температуры Вы знаете?
3. Каков физический смысл понятия плотности воздуха? Какие виды плотности Вы знаете? Какова зависимость между ними?
4. Какова природа вязкости газов? Как зависит вязкость газов от температуры?
5. Какие общие свойства у жидкостей и газов и в чем их различие?
6. Что называется удельной теплоемкостью?
7. Какова физическая сущность газовой постоянной?
8. По какому принципу составлена таблица стандартной атмосферы?
9. Что называется стружкой? Каким свойством она обладает?
10. Какие признаки установившегося движения воздуха Вы знаете?
11. Что такое плазма? Какое отношение имеет она к аэродинамике?
12. Какие недостатки имеет корпускулярная модель Ньютона? Где возможно ее использование?
13. При изучении какой части аэродинамического спектра пользуются моделью вязкой жидкости?
14. Чем вызвано явление отрыва пограничного слоя?
15. Где используется принцип обратимости?
16. Зависит ли скорость потока от площади его поперечного сечения? Какова эта зависимость?
17. Как можно измерить статическое давление потока?
18. Какова физическая сущность скоростного напора? Каким образом его можно измерить?
19. Какой закон устанавливает зависимость между давлением и скоростью потока? Запишите уравнение этого закона для потока идеальной жидкости.
20. Каким образом плотность воздуха зависит от давления и температуры? Напишите формулу, определяющую эту зависимость.
21. Что называется объемным расходом воздуха? Чему он равен?

22. Запишите условие неразрывности струйки идеальной жидкости.
 23. Назовите явления, подтверждающие справедливость закона Бернулли.
 24. Какими средствами можно сделать видимой картину обтекания тела потоком воздуха?
 25. С какой целью изучают аэродинамические спектры?
 26. Чем ламинарное течение отличается от турбулентного?
 27. При каком течении — ламинарном или турбулентном — в пограничном слое раньше происходит срыв потока? Почему?
 28. По таблице СА определите давление, температуру, массовую плотность для: $H=0$; $H=5000$ м; $H=10\,000$ м; $H=15\,000$ м; $H=30\,000$ м. Постройте графики изменения этих параметров.
 29. Струйка, обтекающая сверху профиль крыла до места наибольшей толщины, непрерывно суживается. Как при этом изменяются ее энергия (E), плотность воздуха (ρ), сечение струйки (S), давление (p) и скорость (V)?
 30. Для нагревания 2 кг газа в закрытом сосуде на 10°C затрачено 14 320 Дж тепла. Необходимо определить газовую постоянную и удельную теплоемкость этого газа при $p=\text{const}$, если показатель адиабаты $\kappa=1,4$.
 31. За бортом самолета температура воздуха $t_H=-35^\circ\text{C}$, в то время как на земле $t_0=30^\circ\text{C}$. На какой высоте (в условиях СА) совершается полет?
 32. Какую температуру имеет воздух, если его давление $p=800$ ГПа, а плотность $\rho=1,2$ кг/м³.
 33. Шкала указателя скорости проградуирована для нулевой высоты ($H=0$ м). Какое показание дает прибор на высоте $H=5000$ м, при скорости полета $V=600$ км/ч?
 34. Определить глубину канала, если скорость течения воды $V=10$ м/с, объемный расход воды $Q_v=100$ м³/с, а ширина канала $b=4$ м.
 35. Определить скоростной напор потока, обтекающего самолет в полете со скоростью $V=480$ км/ч, на высоте $H=5000$ м.
 36. При обтекании крыла площадь струйки уменьшилась в 2 раза. Определить скорость частиц воздуха в самом узком сечении струйки, если скорость полета самолета равна 480 км/ч.
 37. Определить вес воздуха, наполняющего комнату, если объем комнаты равен 45 м³, а плотность воздуха $\rho=1,2$ кг/м³.
 38. Чем пограничный слой отличается от остальной части потока?
 39. Записать формулы для определения кинетической энергии и энергии давления струйки.

Глава 2

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА И САМОЛЕТА

1. Принципы создания подъемной силы

Подъемная сила необходима для уравновешивания силы веса летательного аппарата.

Известны три основных принципа создания подъемной силы: аэростатический, аэродинамический и реактивный (ракетный). Летательные аппараты, у которых подъемная сила создается по аэростатическому принципу, называются аппаратами легче воздуха. Летательные аппараты, у которых подъемная сила созда-

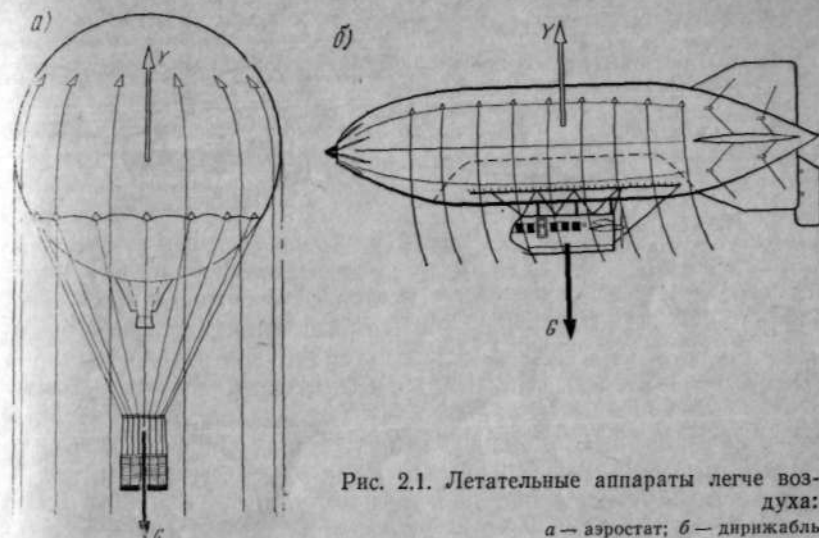


Рис. 2.1. Летательные аппараты легче воздуха:
а — аэростат; б — дирижабль

ется по аэродинамическому и реактивному принципам, называются аппаратами тяжелее воздуха.

Аэростатический принцип создания подъемной силы основан на законе Архимеда. Аэростатический принцип используется в летательных аппаратах легче воздуха — аэростатах (рис. 2.1).

Аэростат представляет собой оболочку, наполненную газом легче воздуха (водородом $\gamma=0,83$ Н/м³; $\rho=0,0847$ кг/м³ или гелием $\gamma=1,66$ Н/м³; $\rho=0,169$ кг/м³).

Перемещение аэростата зависит от соотношения его веса и подъемной (выталкивающей) силы. При $Y_a > G$ — аэростат поднимается; $Y_a = G$ — висит на постоянной высоте; $Y_a < G$ — снижается.

В метеорологии для изучения воздушных течений применяют простейшие аэростаты — шары-зонды. Во время Отечественной войны привязные аэростаты использовались в противовоздушной обороне городов и военных объектов. Аэростаты, предназначенные для полетов на большие высоты в стратосферу, называются стратостатами. Управляемые аэростаты, оборудованные двигателями, — дирижаблями. Уже давно дирижабли не применяются из-за присущих им недостатков: малой скорости движения, плохой маневренности, сложности эксплуатации, дороговизны производства, уязвимости и т. д.

В настоящее время считают, что применение дирижаблей для перевозки крупногабаритных грузов, на монтажных работах при возведении больших сооружений экономически выгодно, так как стоимость строительства причалов и эллингов, необходимых для их эксплуатации, меньше стоимости строительства современного аэродрома.

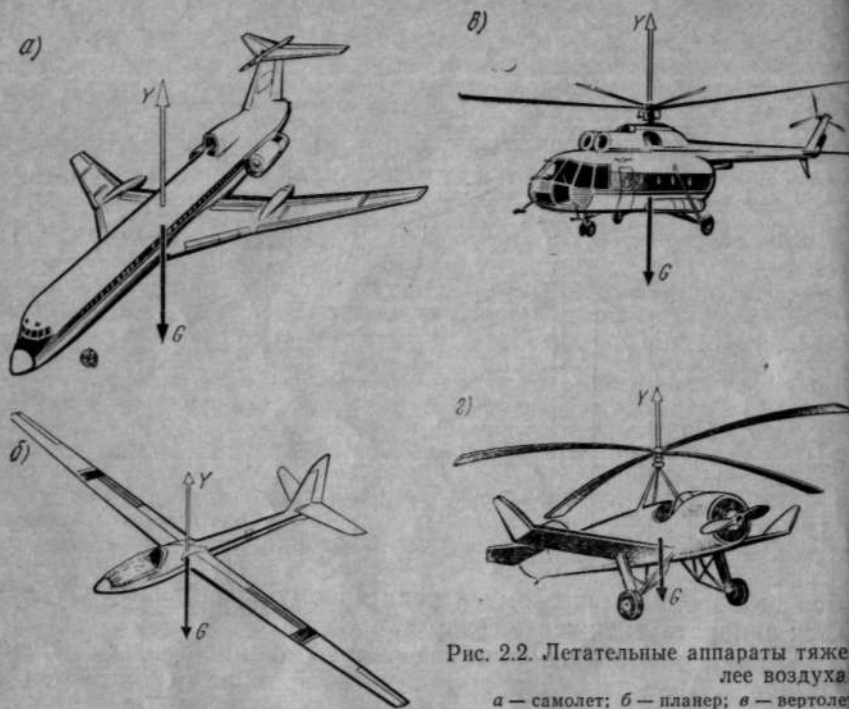


Рис. 2.2. Летательные аппараты тяжелее воздуха:
а — самолет; б — планер; в — вертолет;
г — автожир

Основное достоинство летательных аппаратов легче воздуха заключается в том, что они могут подниматься и спускаться вертикально, летать со сколько угодно малыми скоростями и даже неподвижно висеть в воздухе без затраты энергии.

Аэродинамический принцип создания подъемной силы был изложен Н. Е. Жуковским: «...двигаясь под малым углом к горизонту с большой горизонтальной скоростью, наклонная плоскость сообщает громадному количеству последовательно прилегающего к ней воздуха малую скорость вниз и тем развивает большую подъемную силу вверх при незначительной затрате работы на горизонтальное перемещение». Следовательно, для создания подъемной силы по этому принципу необходимо перемещение тела относительно воздуха.

Аэродинамический принцип создания подъемной силы используется аппаратами тяжелее воздуха, к которым относятся самолеты (аэропланы), планеры, вертолеты, автожиры и летательные аппараты с машущими крыльями (орнитотеры и орнитоптеры).

Подъемная сила самолета (рис. 2.2, а) создается неподвижно закрепленным крылом. При поступательном движении самолета крыло обтекается потоком воздуха. Из-за особой формы сечения крыла создается разность давлений под и над крылом и возникает подъемная сила. Перемещение самолета в воздухе происходит

под действием силы тяги, создаваемой силовой установкой.

Планер (рис. 2.2, б) создает подъемную силу так же, как самолет, неподвижно закрепленным крылом, он не имеет силовой установки. Поэтому планер может летать только на буксире (за автомобилем, самолетом) или планировать. При планировании он снижается за счет силы тяжести или набирает высоту за счет восходящих потоков воздуха.

Подъемная сила вертолета (рис. 2.2, в) создается несущим винтом, приводимым во вращение двигателем. При вращении несущий винт с некоторой силой отбрасывает воздух вниз, который с такой же силой действует на винт и вертолет вверх.

Вертолет способен вертикально набирать высоту и снижаться, висеть в воздухе, перемещаться вперед, назад, вправо, влево. Вертолеты широко используются для перевозок грузов и пассажиров в труднодоступные районы, при спасательных работах на море и на суше, для разведки рыбы и льдов, в качестве воздушных кранов при сооружении крупных объектов и т. п.

Автожир (рис. 2.2, г) так же, как вертолет, имеет несущий винт, но последний приводится во вращение не двигателем, а набегавшим потоком воздуха. Поступательное движение аппарата обеспечивается силовой установкой с тянущим винтом. Автожир так же, как и самолет, «висеть» в воздухе не может, так как при отсутствии поступательной скорости несущий винт не вращается и поэтому не создает подъемной силы. Вертикальный подъем автожира также невозможен. Скорость поступательного перемещения автожира намного меньше, чем у самолета. Автожир совмещает в себе недостатки и самолета, и вертолета, не обладая их достоинствами. В настоящее время автожиры практически не применяются. У аппаратов с машущими крыльями подъемная сила возникает в результате маховых движений крыла. Если они происходят относительно одной оси, то аппарат называется орнитотером, если относительно нескольких осей — орнитоптером.

Реактивный принцип создания подъемной силы основан на третьем законе Ньютона. Рабочее тело, отброшенное ракетой, создает силу реакции. Для того, чтобы возникла подъемная сила, направленная в сторону, противоположную силе веса ракеты, необходимо, чтобы сила реакции была направлена под некоторым углом к горизонту, при этом ее вертикальная составляющая и будет являться подъемной силой ракеты (рис. 2.3). На реактивном принципе основан полет ракет, различных ракетных снарядов, турболетов и т. п.

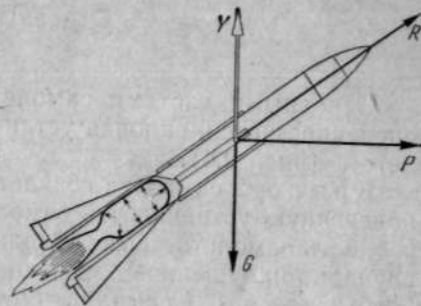


Рис. 2.3. Ракета

2. Основные части самолета и их назначение

Основными частями самолета являются: крыло, фюзеляж, оперение, шасси, силовая установка и система управления самолетом (рис. 2.4).

Крыло 2 самолета создает подъемную силу и обеспечивает поперечную устойчивость самолета, под которой понимают способность самолета восстанавливать без вмешательства пилота случайно нарушенное поперечное равновесие.

Фюзеляж 1 самолета служит для крепления крыла и оперения, а также для размещения экипажа, оборудования и различных грузов.

Оперение самолета включает в себя горизонтальное, вертикальное и элероны. Горизонтальное оперение состоит из неподвижной части — стабилизатора 9 и подвижной части — руля высоты 8.

Стабилизатор обеспечивает продольную устойчивость самолета, т. е. его способность самостоятельно восстанавливать случайно нарушенное продольное равновесие. Руль высоты является органом продольной управляемости самолета и служит для нарушения или восстановления продольного равновесия самолета по воле пилота.

Вертикальное оперение также состоит из неподвижной части — киля 7 и подвижной — руля направления 6. Киль обеспечивает путевую устойчивость самолета, т. е. его способность самостоятельно восстанавливать случайно нарушенное путевое равновесие.

Руль направления является органом путевой управляемости и служит для нарушения или восстановления путевого равновесия самолета по воле пилота.

Элероны 3 являются органом поперечной управляемости, предназначены для нарушения или восстановления поперечного равновесия самолета по воле пилота.

Шасси 4 — система опор самолета, необходимая для стояния, движения по земле, взлета и посадки. Для уменьшения сопротивления воздуха на современных скоростных самолетах шасси в полете убирается.

Силовая установка служит для создания силы тяги, необходимой для перемещения самолета.

В настоящее время получили широкое применение три типа силовых установок: винтовые, реактивные и турбовинтовые.

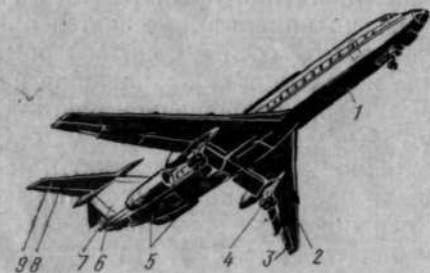


Рис. 2.4. Основные части самолета

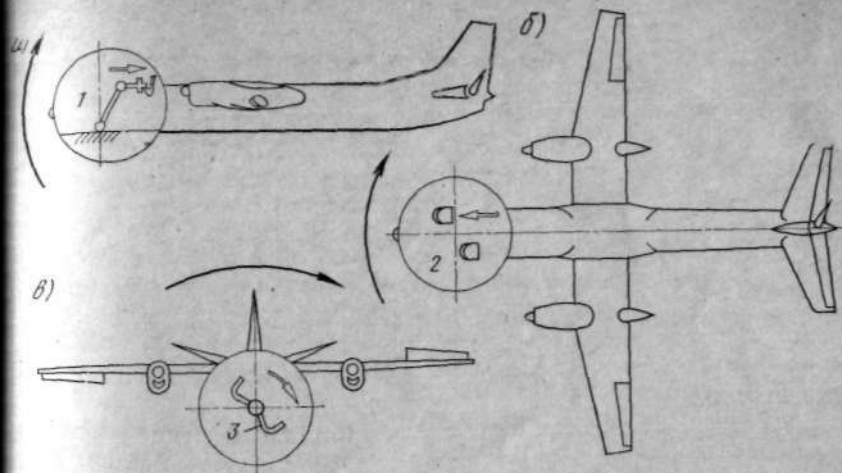


Рис. 2.5. Управление самолетом:
а — рулем высоты; б — рулем направления; в — элеронами

Управление самолетом состоит из систем управления рулем высоты, рулем направления и элеронами. Каждая из них имеет командный рычаг, находящийся в кабине пилота, и проводку управления, которая связывает командный рычаг с соответствующим органом управления (рис. 2.5).

Командный рычаг для управления элеронами и рулем высоты представляет собой ручку управления (на легких самолетах) или штурвальную колонку 1 (на тяжелых самолетах). При отклонении ручки управления или штурвальной колонки вперед (от себя) руль высоты отклоняется вниз и самолет поворачивается вслед за ручкой, т. е. носом вниз. При движении ручки или штурвальной колонки на себя руль высоты отклоняется вверх и самолет поворачивается носом вверх (рис. 2.5, а).

При отклонении ручки (или вращении штурвала 3) вправо правый элерон поднимается, левый — опускается. Самолет создает крен.

Перемещение ручки (или вращение штурвала) влево вызывает поднятие левого элерона и опускание правого. Самолет создает левый крен (рис. 2.5, в).

Управление рулем направления осуществляется с помощью ножных педалей 2. Если пилот перемещает правую педаль вперед, то руль направления отклоняется вправо, и самолет поворачивается вправо (рис. 2.5, б). Если же он перемещает левую педаль вперед, то руль направления отклоняется влево, и самолет поворачивается влево.

Следовательно, система управления самолетом выполнена таким образом, чтобы воздействие на командные рычаги соответствовало рефлексам пилота.

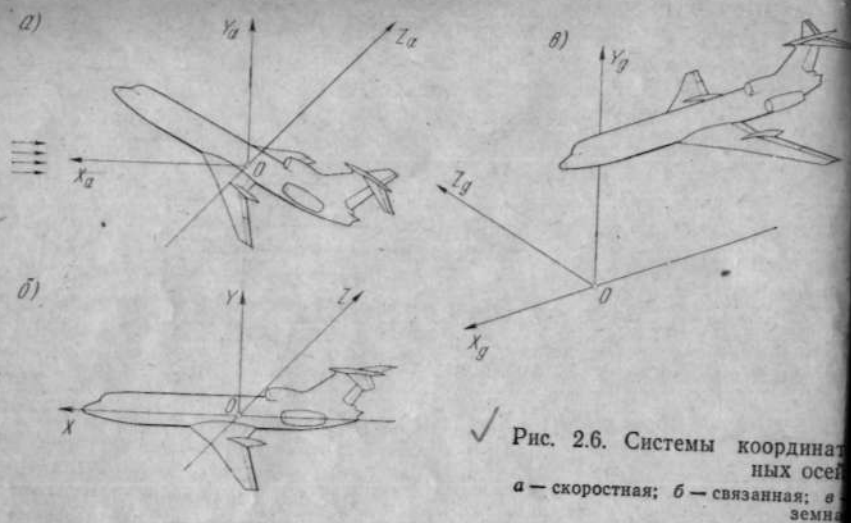


Рис. 2.6. Системы координатных осей: а — скоростная; б — связанная; в — земная

3. Аэродинамическая сила и ее составляющие

Системы координатных осей. Скоростная система координатных осей используется для изучения аэродинамических сил при решении задач аэродинамического расчета самолета (рис. 2.6, а).

Начало координат помещено в центре масс самолета (иногда в точке приложения аэродинамических сил). Главной является скоростная ось OX_a , направленная по вектору скорости полета. Ось подъемной силы OY_a направлена вверх перпендикулярно скоростной оси и лежит в плоскости симметрии самолета. Боковая ось OZ_a направлена вправо перпендикулярно осям OX_a и OY_a . Координатные плоскости в скоростной системе имеют следующие названия:

- 1 X_aY_a — плоскость потока;
- 2 Y_aZ_a — лобовая плоскость;
- 3 X_aZ_a — плоскость скольжения.

Связанная система координатных осей используется при изучении устойчивости, управляемости самолета, для расчета самолета на прочность (рис. 2.6, б). Начало координат берется в центре масс самолета. Оси координат связаны с самолетом и вместе с ним изменяют свое положение в пространстве. Оси связанной системы координатных осей имеют следующие направления:

- 1 OX — продольная — вперед параллельно хордам крыла;
- 2 OY — нормальная — вверх перпендикулярно оси OX и лежит в плоскости симметрии самолета;

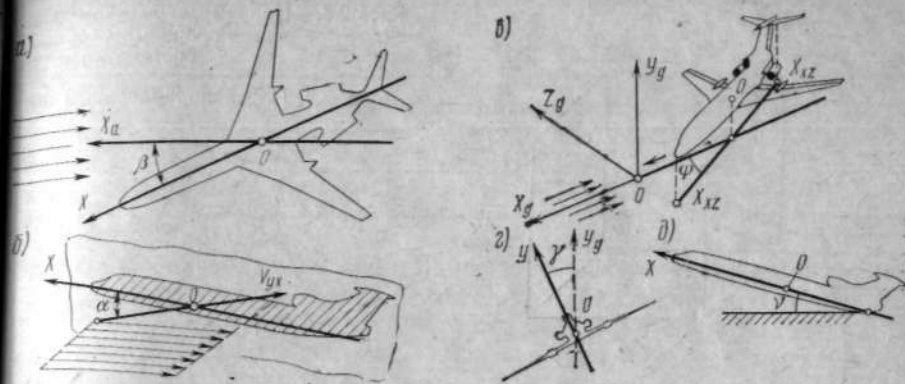


Рис. 2.7. Параметры, определяющие положение самолета в потоке воздуха и в пространстве

OZ — поперечная — в сторону правого крыла перпендикулярно плоскости YX .

Плоскости связанной системы координаты имеют следующие названия:

- 1 YX — плоскость симметрии самолета;
- 2 XZ — плоскость крыла (главная плоскость);
- 3 YZ — поперечная плоскость.

Земная система координатных осей применяется при изучении перемещений самолета относительно Земли (рис. 2.6, в). Начало координат берется в произвольной точке поверхности Земли. Направление осей выбирается в соответствии с условиями задачи, но так, чтобы они составляли правую систему декартовых координат.

Положение самолета в потоке воздуха и в пространстве. Положение самолета в потоке воздуха определяется углами скольжения и атаки (рис. 2.7).

Углом скольжения β называется угол между направлением потока (осью OX_a) и плоскостью симметрии самолета (рис. 2.7, а).

Углом атаки α называется угол между продольной осью самолета OX и проекцией вектора скорости потока на плоскость симметрии самолета V_{yx} (рис. 2.7, б).

Положение самолета в пространстве определяется углами рыскания, тангажа и крена.

Углом рыскания ψ называется угол между проекцией траектории (осью OX_g в земной системе координат) и проекцией продольной оси самолета OX на горизонтальную плоскость (рис. 2.7, в).

Углом тангажа γ называется угол между продольной осью самолета OX и горизонтом (рис. 2.7, д).

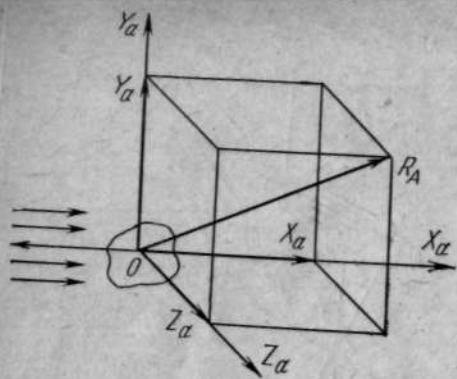


Рис. 2.8. Полная аэродинамическая сила и ее составляющие в скоростной системе координат



Рис. 2.9. Плоскопараллельный поток

Углом крена γ называется угол между вертикальной плоскостью, проходящей через продольную ось OX , и нормальной осью самолета OY (рис. 2.7, з).

Полная аэродинамическая сила и ее составляющие. Полная аэродинамическая сила является результатом взаимодействия тела с потоком воздуха. Ее принято раскладывать на составляющие в скоростной системе координат (рис. 2.8): R_A — полную аэродинамическую силу; Y_a — подъемную силу; X_a — силу лобового сопротивления; Z_a — боковую силу.

Величина полной аэродинамической силы и ее составляющих зависит от формы тела, положения его в потоке, состояния поверхности тела, физических свойств потока (вязкости, сжимаемости), плотности воздуха, размеров обтекаемого тела и скорости потока.

Чем больше размеры обтекаемого тела, тем сильнее оно возмущает поток. С увеличением плотности возрастает инертность, а значит, и сопротивление воздуха. При увеличении скорости увеличиваются кинетическая энергия потока и его давление в области торможения перед обтекаемым телом. Состояние поверхности оказывает влияние на пограничный слой. От формы тела и его положения в потоке зависит характер деформации потока, а значит, и давление в струйках, обтекающих тело.

Влияние всех этих факторов учитывается формулами аэродинамических сил:

$$R_A = C_{R_a} S (\rho V^2 / 2); \quad Y_a = C_{Y_a} S (\rho V^2 / 2);$$

$$X_a = C_{X_a} S (\rho V^2 / 2); \quad Z_a = C_{Z_a} S (\rho V^2 / 2),$$

где R_A ; Y_a ; X_a ; Z_a — соответственно полная аэродинамическая сила, подъемная сила, сила лобового сопротивления, боковая сила, Н;
 $\rho V^2 / 2$ — скоростной напор, учитывающий влияние плотности воздуха и скорости потока, Н/м²;

$$C_{R_a}; C_{Y_a}; C_{X_a}; C_{Z_a}$$

S — площадь миделя, м²;
 — соответственно аэродинамические коэффициенты

полной аэродинамической силы, подъемной силы, силы лобового сопротивления, боковой силы, зависящие от формы, положения в потоке, состояния поверхности тела и физических свойств воздуха.

Миделем называется наибольшее поперечное сечение тела, перпендикулярное потоку, поэтому его площадь учитывает влияние размеров тела. Аэродинамические коэффициенты являются безразмерными величинами и определяются экспериментально. Из формул следует, что все аэродинамические силы находятся в прямой зависимости от скоростного напора, площади миделя и соответствующих аэродинамических коэффициентов.

Понятие о плоскопараллельном потоке. Плоскопараллельным называется поток, в котором все струйки движутся параллельно некоторой плоскости и имеют одинаковые параметры. Боковые силы в плоскопараллельном потоке отсутствуют.

Плоскопараллельным может считаться поток, обтекающий плоскую пластинку, цилиндр или прямоугольное крыло бесконечно большого размаха (рис. 2.9).

4. Геометрические характеристики крыла

Под крылом понимается часть летательного аппарата, предназначенная для создания аэродинамической подъемной силы. Крыло имеет одну плоскость симметрии, совпадающую с плоскостью симметрии летательного аппарата (ГОСТ 20058—80).

Профиль крыла. Профилем называется местное сечение крыла плоскостью, параллельной плоскости симметрии. Основные геометрические элементы профиля крыла показаны на рис. 2.10.

Точка A находится на передней кромке профиля. Точка B находится на задней кромке (точка схода профиля).

Хорда профиля AB обозначается буквой b .

Наибольшее расстояние между верхним и нижним контурами профиля называется максимальной толщиной профиля c .

Расстояние от передней кромки до места наибольшей толщины профиля называется абсциссой наибольшей толщины x_c .

Линия, соединяющая середины ординат, называется средней линией профиля.

— Наибольшее расстояние между хордой и средней линией профиля называется кривизной

профиля f . Форма профиля характеризуется следующими параметрами: относительной толщиной профиля $\bar{c} = c/b$; относительной кривизной профиля $\bar{f} = f/b$; отно-



Рис. 2.10. Элементы профиля крыла

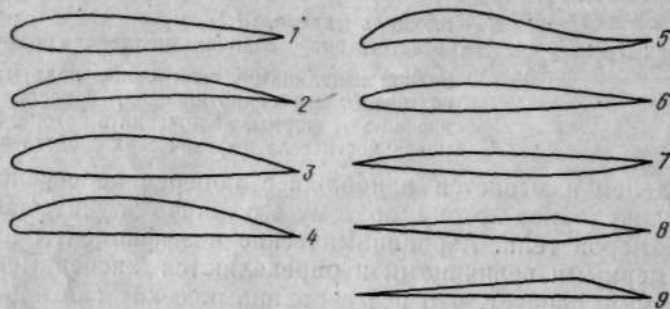


Рис. 2.11. Формы профилей

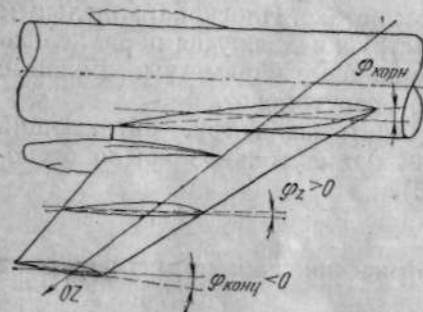


Рис. 2.12. Установочный угол сечения крыла

Относительной абсциссой наибольшей толщины $\bar{x}_c = x_c/b$. Относительная толщина современных профилей изменяется в очень широких пределах от 3—4% до 20—25%. Если $\bar{c} < 8\%$, то профиль тонкий; $\bar{c} = 8 \div 12\%$ — профиль средний; $\bar{c} > 12\%$ — профиль толстый. Относительная кривизна современных профилей $\bar{f} = 0 \div 2\%$; если профиль симметричный, то $\bar{f} = 0$. Относительная абсцисса наибольшей толщины имеет следующие значения: для нескоростных профилей $\bar{x}_c = 25 \div 30\%$; для ламинизированных и сверхзвуковых $\bar{x}_c = 40 \div 50\%$.

От формы профиля зависят его аэродинамические характеристики. Поэтому разные по форме профили имеют различные области применения (рис. 2.11). Симметричные профили 1 или профили с очень малой кривизной применяют в крыле скоростных самолетов. На самолетах малых скоростей симметричные профили используются главным образом для органов оперения. Выпукло-вогнутые профили 2, имеющие большую несущую способность, применялись на заре авиации на самолетах братьев Райт, Блерио и др. Такую же форму имели теоретические профили Жуковского. Крыло такого профиля создавало достаточную подъемную силу при очень малых скоростях полета. На современных самолетах выпукло-вогнутый профиль создается отклонением закрутка.

Двогубовыпуклые профили 3 с большой кривизной обеспечивают не только достаточную несущую способность, но и большую прочность и жесткость крыла. Поэтому они используются на нескоростных тяжелых самолетах.

Плосковыпуклые профили 4 очень просты в производстве и применяются на нескоростных самолетах. S-образные профили 5 — самоустойчивые. Применяются на «бесхвостых» самолетах.

Ламинизированные профили 6 имеют большое значение абсциссы x_c , за счет чего удлиняется ламинарная часть пограничного слоя. Они применяются на скоростных дозвуковых самолетах. Все профили с острыми кромками — чечевицеобразные 7, ромбовидные 8, дельтавидные 9 — используются на сверхзвуковых самолетах.

Установочным углом φ_z сечения крыла называется угол между хордой профиля и продольной осью самолета (рис. 2.12). Если установочные углы в разных сечениях различны, то хорды крыла не лежат в одной плоскости. Такое крыло называется геометрически закрученным.

Аэродинамическая крутка крыла создается за счет того, что профили в разных сечениях крыла имеют разные значения относительной толщины и относительной кривизны. Геометрическая и аэродинамическая крутки делаются для улучшения аэродинамических характеристик крыла. Так, например, для обеспечения поперечной устойчивости на больших углах атаки необходимо исключить концевые срывы потока с крыла. Это достигается за счет использования в концевых сечениях крыла более «несущих» профилей (аэродинамическая крутка) с постепенным уменьшением установочных углов к концу крыла (отрицательная геометрическая крутка).

Крыло в плане. Вид крыла в плане представляет собой проекцию крыла на базовую плоскость, которая проходит через центральную хорду перпендикулярно плоскости симметрии крыла.

К основным элементам, определяющим размеры крыла в плане, (рис. 2.13), относятся:

l — размах крыла, который представляет собой расстояние между двумя плоскостями, проходящими через концы крыла параллельно плоскости симметрии.

b_z — местная хорда крыла. Это отрезок прямой, соединяющей точки пересечения передней и задней кромок крыла плоскостью, содержащей профиль крыла. Таким образом, местная хорда крыла является и хордой профиля.

b_0 — центральная хорда крыла.

b_x — концевая хорда крыла.

S — площадь крыла — площадь его проекции на базовую плоскость $S = lb_{cp}$.

Форма крыла в плане характеризуется углом стреловидности, удлинением и сужением.

Угол стреловидности χ° представляет собой угол между линией фокусов крыла (линией 25% хорд) и плоскостью, перпендикулярной центральной хорде крыла.

Удлинение крыла есть отношение квадрата размаха площади крыла $\lambda = l^2/S$. Если числитель и знаменатель этого отношения разделить на l , то получим $\lambda = l/b_{\text{ср}}$. Таким образом удлинение представляет собой отношение размаха к средней хорде крыла, т. е. характеризует вытянутость крыла вдоль размаха. Крыло дозвуковых самолетов имеет $\lambda = 6 \div 12$; сверхзвуковых — $\lambda = 2 \div 3$.

Сужение крыла равно отношению длины центральной хорды к длине концевой хорды крыла $\eta = b_0/b_k$ и в общем случае может иметь значения от 1 до ∞ . Для прямоугольного крыла $\eta = 1$ для треугольного $\eta = \infty$.

Формы крыла современных самолетов (рис. 2.14) многообразны. Самая простая форма крыла в плане — прямоугольная. На современных самолетах прямоугольное крыло 1 применяется крайне редко из-за aerodynamic несовершенства. Трапециевидное крыло 2 с удлинением $\lambda = 10 \div 20$ и сужением $\eta = 1 \div 3$ широко используется на нескоростных самолетах (Ил-14, Ан-24). Наиболее aerodynamic совершенной формой крыла для нескоростных самолетов считается эллипсовидное крыло 3, но из-за сложности производства оно почти не применяется. На скоростных самолетах широко используется стреловидное крыло 4

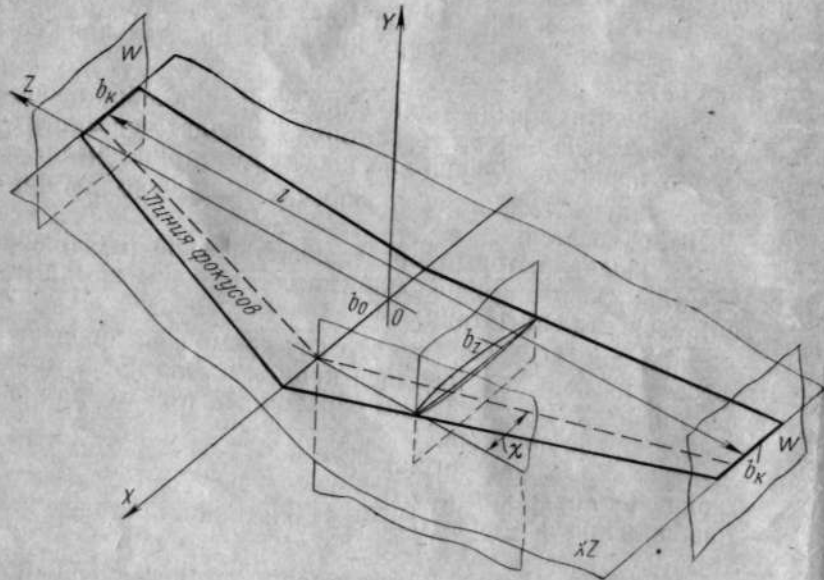


Рис. 2.13. Вид крыла в плане

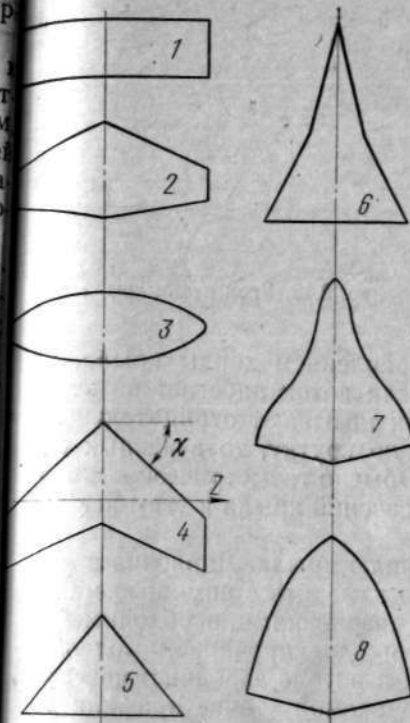
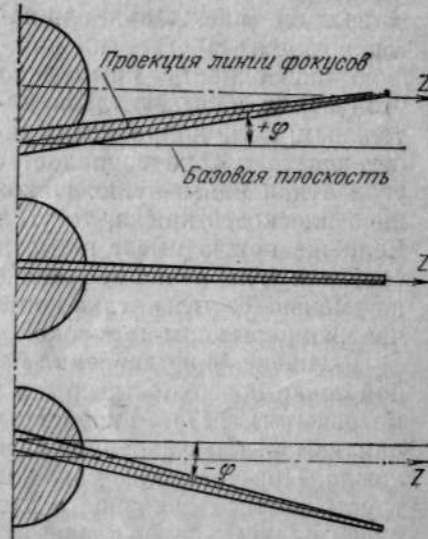


Рис. 2.14. Формы крыла в плане

Рис. 2.15. Вид крыла спереди



(Ту-134, Ту-154, Ил-62) с углом стреловидности $\chi^\circ > 30^\circ$, удлинением $\lambda = 6 \div 12$, сужением $\eta = 2 \div 4$. Треугольное 5, треугольное с наплывом 6, готическое 7 и оживальное 8 крылья применяются на сверхзвуковых самолетах.

Вид крыла спереди. Геометрической характеристикой крыла спереди является угол поперечного «V» крыла, который обозначается буквой ϕ и представляет собой угол между базовой плоскостью крыла и проекцией линии фокусов на плоскость, перпендикулярную центральной хорде (рис. 2.15).

В настоящее время у современных самолетов этот угол колеблется от -5° до $+5^\circ$. Положительный ϕ создается для увеличения поперечной устойчивости крыла, отрицательный — для уменьшения.

В крыльях современных самолетов гражданской авиации широко используются ламинизированные профили, применяются aerodynamic и геометрическая крутки. Интересной особенностью крыла самолета Ту-154 являются «перевернутые» (с отрицательной кривизной) профили в корневой части, за счет которых уменьшается вредное взаимное влияние между крылом и фюзеляжем и обеспечивается устойчивая работа двигателей.

5. Полная аэродинамическая сила крыла

Угол атаки крыла. Углом атаки крыла α можно считать угол между хордой крыла и направлением набегающего потока воздуха (рис. 2.16). Если поток воздуха набегаёт на нижнюю поверхность крыла, то угол атаки называют положительным. Если направление набегающего потока совпадает с направлением хорды крыла, то угол атаки равен нулю. Наконец, если поток набегаёт на верхнюю плоскость крыла, то угол атаки называют отрицательным. Если же крыло имеет геометрическую крутку, то в разных его сечениях углы атаки неодинаковы. Обычно геометрическая крутка уменьшает углы атаки концевых сечений крыла и этим исключает концевые срывы потока.

Распределение давления по профилю крыла. Давление в любой точке поверхности крыла можно измерить с помощью манометров (рис. 2.17). Модель крыла со сверлениями, необходимыми для измерения давления, называется дренированной моделью крыла. При установке такой модели в потоке аэродинамической трубы местное давление в рассматриваемой точке профиля p_m будет отличаться от атмосферного, и в U-образном манометре создается разность уровней. По условию равновесия $h\gamma = p_m - p_{атм}$,

где γ — удельный вес жидкости;
 h — разность уровней в манометре;
 p_m — давление в данной точке профиля;
 $p_{атм}$ — атмосферное давление.

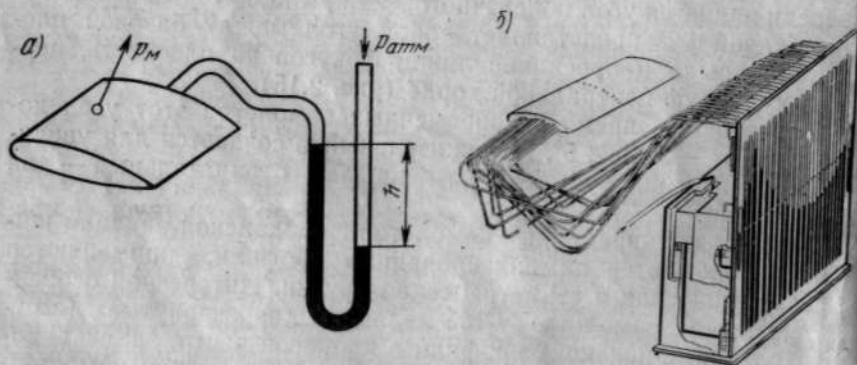


Рис. 2.17. Измерение давления на поверхности крыла: а — U-образным манометром; б — батарейным манометром

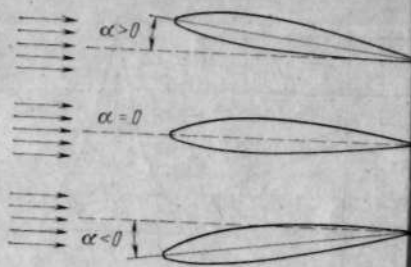


Рис. 2.16. Угол атаки крыла

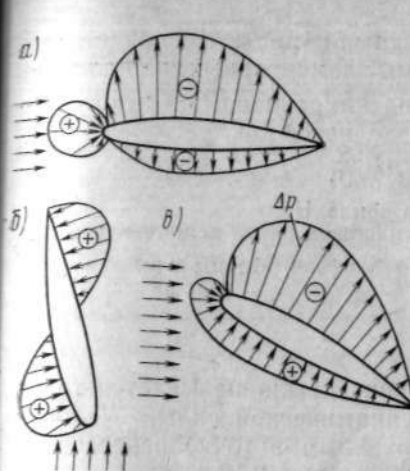


Рис. 2.18. Векторные диаграммы распределения давлений по профилю крыла:

а — на малых углах атаки; б — при угле атаки нулевой; в — на больших углах атаки

Рис. 2.19. Полная аэродинамическая сила крыла



Разность $p_m - p_{атм} = \Delta p$ называется избыточным давлением. Если $\Delta p < 0$, то в данной точке давление меньше атмосферного, т. е. имеется разрежение. Если же $\Delta p > 0$, то давление в данной точке больше, чем атмосферное. И, наконец, если $\Delta p = 0$, то давление в данной точке профиля равно атмосферному.

Для того чтобы определить избыточное давление одновременно в нескольких точках, пользуются батарейным манометром, который представляет собой набор стеклянных трубок, нижние концы их связаны между собой и сообщены со специальным баком, к которому подводится атмосферное давление. К верхним концам трубок присоединены гибкие резиновые шланги, соединяющие их со сверлениями модели крыла.

Распределение давления по профилю изображается в виде векторных диаграмм (рис. 2.18). Для построения векторной диаграммы вычерчивают профиль крыла, размечают на нем точки, в которых измерялось давление, и от этих точек откладывают величины избыточных давлений Δp в виде векторов, перпендикулярных контуру профиля. Если в данной точке давление пониженное, то вектор откладывают стрелкой, направленной от профиля, а если давление повышенное, то вектор направляют к профилю. Затем концы векторов соединяют плавной линией и получают векторную диаграмму распределения давлений.

Полная аэродинамическая сила крыла. Векторная диаграмма распределения давлений показывает, что поток действует на крыло определенным образом.

При обтекании крыла идеальной жидкостью на его поверхность действует только система элементарных сил избыточного давления. В потоке воздуха, кроме сил давления, возникают еще и силы трения, направленные по касательным к поверхности крыла.

Полная аэродинамическая сила крыла (рис. 2.19) представляет собой равнодействующую системы элементарных сил давления и трения $R_A = \sum \Delta p + \sum \Delta F_{тр}$. Она направлена под некоторым углом к набегающему потоку и определяется как

$$R_A = C_{R_A} S (\rho V^2 / 2),$$

где R_A — полная аэродинамическая сила крыла, Н;
 C_{R_A} — коэффициент полной аэродинамической силы, величина которого зависит от угла атаки, формы профиля, формы крыла в плане и обработки его поверхности;
 ρ — плотность воздуха, кг/м³;
 V — скорость полета, м/с;
 S — площадь крыла в плане, м².

Центр давления. Центром давления крыла называется точка приложения вектора полной аэродинамической силы. Условно центр давления считают расположенным в точке пересечения вектора R_A с хордой профиля крыла, см. рис. 2.19.

При изменении угла атаки крыла меняются распределение давления по профилю, величина и направление полной аэродинамической силы и перемещается центр давления профиля. Закон перемещения центра давления зависит от формы профиля крыла (рис. 2.20).

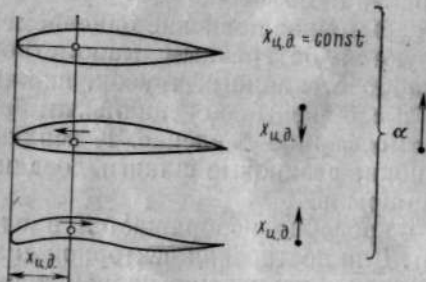


Рис. 2.20. Перемещение центра давления крыла

Увеличение угла атаки несимметричного профиля сопровождается перемещением центра давления к ребру атаки, и, наоборот, центр давления смещается назад к ребру обтекания при уменьшении угла атаки.

Центр давления симметричных профилей практически не перемещается. У большинства применяемых в настоящее время профилей перемещение центра давления в диапазоне летных углов атаки незначительно, так как форма профилей крыльев современных самолетов близка к симметричной.

У S-образных профилей центр давления перемещается по обратному закону. Вследствие этого S-образные профили самоустойчивы и применяются для бесхвостых самолетов и самолетов типа «летающее крыло».

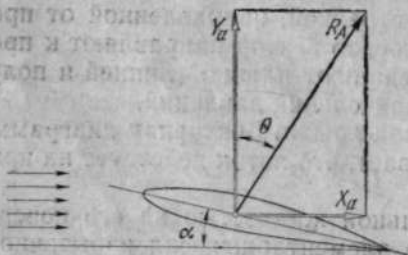


Рис. 2.21. Составляющие полной аэродинамической силы крыла в поточной системе координат

Закон перемещения центра давления по хорде является очень важной характеристикой, влияющей на устойчивость и управляемость самолета.

Составляющие полной аэродинамической силы крыла в поточной системе координат (рис. 2.21). Проекция полной аэродинамической силы на направление потока тормозит движение тела и поэтому называется силой лобового сопротивления $X_a = R_A \sin \theta$.

Проекция полной аэродинамической силы на направление, перпендикулярное потоку, поддерживает тело и поэтому называется подъемной силой $Y_a = R_A \cos \theta$.

Составляющие полной аэродинамической силы вычисляются следующим образом:

$$Y_a = C_{Y_a} S (\rho V^2 / 2); \quad X_a = C_{X_a} S (\rho V^2 / 2),$$

где Y_a — подъемная сила, Н;
 X_a — сила лобового сопротивления, Н;
 C_{Y_a}, C_{X_a} — соответственно аэродинамические коэффициенты подъемной силы и силы лобового сопротивления;
 S — площадь крыла, м²;
 $\rho V^2 / 2$ — скоростной напор, Н/м².

6. Подъемная сила крыла

Проблема изучения подъемной силы имеет очень давнюю историю. Загадка полета птицы занимала умы ученых задолго до появления самолета. Первая попытка исследования природы подъемной силы была сделана итальянским художником и ученым Леонардо да Винчи в 1505 г. Объясняя причину возникновения подъемной силы птицы, он считал, что из-за быстрых ударов крыльями воздух под ними уплотняется и поэтому поддерживает птицу. Эта гипотеза Леонардо да Винчи, основанная на сжимаемости воздуха, была ошибочной, так как использовалась применительно к скорости полета с малыми скоростями, когда свойство сжимаемости воздуха практически не проявляется.

В 1852 г. Магнус провел серию опытов для объяснения явления отклонения от вертикальной плоскости вращающихся артиллерийских снарядов (рис. 2.22, б). Он показал, что поперечная сила, вызывающая это отклонение, возникает из-за взаимодействия двух потоков воздуха: набегающего на снаряд и вращающегося вместе со снарядом (рис. 2.22, а). Это явление, получившее название эффекта Магнуса, было вновь исследовано Н. Е. Жуковским в 1902—1906 гг. В результате чего появилась работа «О присоединенных вихрях».

До середины XIX века научные исследования движения тела в воздухе касались только их сопротивления, так как со времен Ньютона существовало ошибочное мнение, основанное на ударной теории сопротивления среды, о невозможности создания дос-

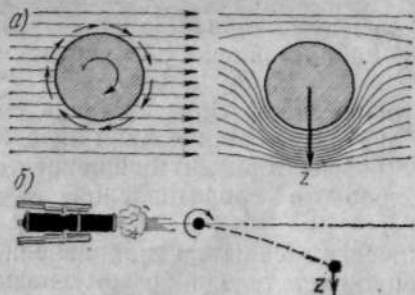


Рис. 2.22. Эффект Магнуса:
а — взаимодействие двух потоков воздуха;
б — отклонение вращающегося снаряда

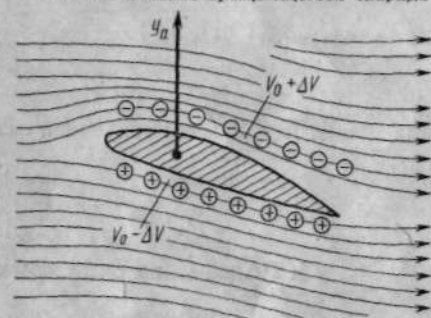


Рис. 2.23. Взаимодействие вихря с плоскопараллельным потоком

таточной для полета подъемной силы.

В 70-х годах прошлого века к проблеме подъемной силы обращается создатель первого в мире самолета А. Ф. Можайский. Он избрал экспериментальный метод изучения проблемы — проводил опыты с летающими моделями, планерами, воздушными змеями. Эти исследования помогли Можайскому построить самолет, который по своей схеме оказался очень перспективным.

Экспериментальный путь исследования подъемной силы избрал и знаменитый немецкий инженер Отто Лилиенталь. Проблема возникновения подъемной силы волновала и других исследователей. К. Э. Циолковский обращался к ней в работе «Аэроплан, или птицеподобная летательная машина» (1894 г.). Заслуга решения

этой проблемы принадлежит Н. Е. Жуковскому. Теория подъемной силы крыла была разработана им в 1906 г. ▲

Теория Н. Е. Жуковского. В предложенной Жуковским расчетной схеме крыло заменялось вихрем. Крыло рассматривалось им как тело, вокруг которого образуется циркуляция скорости, обусловленная наличием фиктивного вихря, который был назван присоединенным. При взаимодействии вихря с плоскопараллельным потоком скорости их суммируются. Над крылом скорость частиц увеличивается, под крылом — уменьшается (рис. 2. 23):

$$V_1 = V_0 + \Delta V; \quad V_2 = V_0 - \Delta V,$$

где V_0 — скорость плоскопараллельного потока;
 ΔV — скорость вихря;
 V_1 — скорость над профилем крыла;
 V_2 — скорость под профилем крыла.

В соответствии с законом Бернулли это приводит к появлению разности давлений под и над крылом, т. е. к созданию подъемной силы. Жуковский вывел теоретическую формулу для определения величины подъемной силы крыла конечного размаха:

$$Y_a = V l \rho \Gamma,$$

где V — скорость потока, м/с;
 l — размах крыла, м;
 ρ — плотность, кг/м³;
 Γ — циркуляция скорости профиля крыла, м²/с.

Из формулы видно, что для увеличения подъемной силы крыла при данной скорости полета нужно увеличить циркуляцию скорости Γ . Это достигается увеличением кривизны профиля, управлением пограничным слоем.

Циркуляция скорости Γ пропорциональна хорде b профиля крыла и скорости потока. Записав коэффициент пропорциональности в виде $C_{y_a} / 2$ получим

$$\Gamma = (C_{y_a} b V) / 2;$$

подставим выражение циркуляции скорости в формулу Жуковского для подъемной силы

$$Y_a = (V l \rho C_{y_a} b V) / 2,$$

но так как

$$l \cdot b = S, \quad \text{то } Y_a = C_{y_a} S (\rho V^2 / 2).$$

Таким образом, получим знакомую формулу подъемной силы. Коэффициент подъемной силы C_{y_a} определяет зависимость циркуляции скорости, а значит, и подъемной силы, от формы крыла и его положения в потоке.

Теорема Жуковского, определяющая величину подъемной силы, явилась итогом долгих и серьезных теоретических изысканий и экспериментальных исследований. Спустя много лет, оценивая наследство Н. Е. Жуковского, М. В. Келдыш написал: «Основные положения, связанные с теоремой Жуковского, которые теперь нам кажутся простыми и почти самоочевидными, были завоеваны с громадным трудом, на основе большой теоретической работы, анализа большого числа опытных данных и путем установления новых, смелых гипотез».

7. Сила лобового сопротивления крыла

Сила лобового сопротивления всегда направлена по потоку и возникает из-за разности давлений перед и за крылом, действия сил трения в пограничном слое и скоса потока.

Профильное сопротивление. Все сечения прямоугольного крыла бесконечно большого размаха обтекаются одинаково, так как не испытывают влияния концов. Поэтому его сопротивление не зависит от формы крыла в плане, а определяется только формой профиля. Отсюда и название «профильное».

Профильное сопротивление

$$X_{пр} = X_d + X_{тр},$$

где X_d — сопротивление давления;
 $X_{тр}$ — сопротивление трения.

Соппротивление давления возникает из-за разности давлений перед и за крылом. Величина разности давлений зависит от формы профиля, которая характеризуется относительной толщиной \bar{c} и кривизной \bar{f} . Чем больше \bar{c} и \bar{f} , тем сильнее повышается давление при торможении потока перед крылом и тем больше сопротивление давления. Влияние угла атаки на величину сопротивления давления заметно только на больших углах атаки, когда поток сильно деформирован и плавность обтекания нарушается.

Соппротивление трения происходит из-за проявления вязкости воздуха в пограничном слое. Величина сил трения зависит от характера течения воздуха в пограничном слое. В ламинарном пограничном слое силы трения меньше, чем в турбулентном. Поэтому величина сопротивления трения зависит от положения точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный. На положение точки перехода влияют следующие основные факторы: скорость набегающего потока, шероховатость поверхности профиля и форма профиля.

Увеличение скорости полета, ухудшение состояния поверхности и увеличение кривизны профиля крыла смещают точку перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный к ребра атаки крыла, т. е. увеличивают турбулентную часть пограничного слоя. Очевидно, что при этом сопротивление трения будет возрастать.

Чем больше шероховатость поверхности профиля, тем ближе к ребру атаки точка перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный, а значит, тем больше сопротивление трения. В процессе технического обслуживания и ремонта самолета необходимо оберегать поверхность крыла от царапин, забоин, вмятин, особенно носовой части профиля, где пограничный слой ламинарный.

Для уменьшения сопротивления трения применяются так называемые ламинаризованные профили. Длина ламинарного участка пограничного слоя у такого профиля больше, чем у обычных. Точка перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный находится вблизи максимальной толщины профиля. От ребра атаки до места максимальной толщины профиля струйки сужаются и скорость воздуха в них увеличивается, и потому ламинарный пограничный слой не стремится к переходу в турбулентное состояние. Для увеличения устойчивости ламинарного слоя на большем участке необходимо максимальную толщину профиля сместить назад. Поэтому у ламинаризованных профилей максимальная толщина располагается на 40—50% хорды от ребра атаки.

Коэффициент профильного сопротивления равен сумме коэффициентов сопротивлений давления и трения $C_{x_{пр}} = C_{x_{д}} + C_{x_{тр}}$.

Практически в пределах малых углов атаки коэффициент профильного сопротивления не изменяется, так как сопротивление

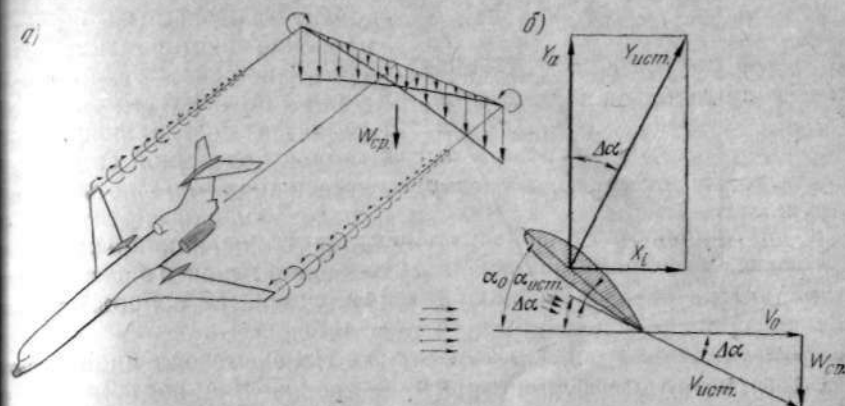


Рис. 2.24. Индуктивное сопротивление

трения, составляющее до 80% всего профильного сопротивления, от угла атаки не зависит. На больших же углах атаки, когда сопротивление давления возрастает за счет срыва потока, коэффициент профильного сопротивления тоже увеличивается. Величина коэффициента профильного сопротивления современных крыльев колеблется в пределах от 0,007 до 0,01.

Индуктивное сопротивление. Крыло конечного размаха с пространственным характером обтекания создает дополнительное сопротивление, которое называется индуктивным и обозначается X_i .

Теория индуктивного сопротивления была разработана С. А. Чаплыгиным в 1910 г. Крыло конечного размаха вызывает снос потока. Объясняется это тем, что через концы крыла происходит перетекание воздуха из области повышенного давления, образующейся под крылом, в область пониженного давления, которая расположена над крылом.

Такое перетекание вызывает образование вихревых жгутов (свободных вихрей), сообщающих потоку дополнительную (индуцированную) вертикальную скорость, направленную вниз (рис. 2.24, а).

Истинная скорость потока, обтекающего крыло, $V_{ист}$ определяется как геометрическая сумма начальной скорости потока V_0 (кажущейся скорости) и индуцированной скорости $W_{ср}$ (рис. 2.24, б).

Вектор истинной скорости оказывается отклоненным вниз на некоторый угол $\Delta\alpha$, называемый углом скоса потока. Угол атаки крыла вследствие скоса потока уменьшается

$$\alpha_{ист} = \alpha_0 - \Delta\alpha,$$

где $\alpha_{ист}$ — истинный угол атаки;
 α_0 — кажущийся (начальный) угол атаки.
 $\Delta\alpha$ — угол скоса потока.

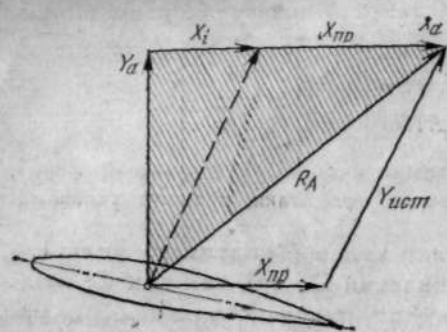


Рис. 2.25. Многоугольник аэродинамических сил крыла

X_i увеличивается. Угол скоса потока зависит от разности давлений под и над крылом, формы крыла в плане и удлинения крыла.

Разность давлений определяет значение коэффициента C_{y_a} . Поэтому при увеличении коэффициента C_{y_a} (за счет увеличения угла атаки, отклонения закрылков и т. п.) перетекание потока через концы крыла усиливается, индуцированная скорость W и угол скоса $\Delta\alpha$ увеличиваются.

Наименьший скос потока создает крыло, имеющее эллипсовидную форму в плане. При увеличении удлинения крыла возрастает расстояние от осей вихревых жгутов до корневых сечений крыла и среднее значение индуцированной вихрями скорости W_{cp} уменьшается.

Зависимость угла скоса потока от перечисленных факторов можно выразить как

$$\Delta\alpha = A(C_{y_a}/\lambda),$$

где A — коэффициент, учитывающий влияние формы крыла в плане на скос потока. Для современных крыльев $A=0,3\div 0,4$. Для эллипсовидного крыла $A_{min}=1/\pi$; λ — удлинение крыла.

Используя представленную на рис. 2.24 схему сил, определим величину индуктивного сопротивления:

$$\frac{X_i}{Y_a} = \operatorname{tg} \Delta\alpha = \Delta\alpha \text{ (по малости угла);}$$

$$X_i = Y_a \Delta\alpha; \text{ но } Y_a = C_{y_a} S \frac{\rho V^2}{2}.$$

После подстановки получим:

$$X_i = C_{y_a} S (\rho V^2/2) A(C_{y_a}/\lambda) \text{ или } X_i = A(C_{y_a}^2/\lambda) S (\rho V^2/2).$$

Скос потока вызывает отклонение вектора истинной подъемной силы $Y_{ист}$ от нормали к потоку. При этом Y_a является составляющей истинной подъемной силы, направленной по потоку следовательно, препятствующая движению крыла. Эта составляющая и называется индуктивным сопротивлением X_i .

По схеме сил видно, что с увеличением подъемной силы $Y_{ист}$ и угла скоса потока индуктивное сопротивление X_i

Множитель $A(C_{y_a}^2/\lambda)$ можно считать коэффициентом индуктивного сопротивления и обозначить C_{x_i} . Тогда формула индуктивного сопротивления приобретает вид:

$$X_i = C_{x_i} S (\rho V^2/2),$$

где C_{x_i} — коэффициент индуктивного сопротивления, учитывающий форму крыла в плане, форму профиля, угол атаки, а также удлинение крыла.

Из нее видно, что на угле атаки нулевой подъемной силы коэффициент индуктивного сопротивления $C_{x_i} = 0$, так как $C_{y_a} = 0$.

При полете на больших скоростях, например при V_{max} , коэффициент C_{y_a} обычно невелик, поэтому и C_{x_i} также мал. Максимальное значение коэффициента индуктивного сопротивления будет на критическом угле атаки, когда C_{y_a} достигает максимальной величины.

Рассмотрим аэродинамические силы, действующие на крыло (рис. 2.25). Из верхнего треугольника сил видно, что вектор полной аэродинамической силы $\bar{R}_A = \bar{Y}_a + \bar{X}_i + \bar{X}_{pp}$, из нижнего $\bar{R}_A = \bar{Y}_{ист} + \bar{X}_{pp}$.

Приравнявая правые части уравнений имеем: $\bar{Y}_a + \bar{X}_i + \bar{X}_{pp} = \bar{Y}_{ист} + \bar{X}_{pp}$, откуда следует, что $\bar{X}_i = \bar{Y}_{ист} - \bar{Y}_a$, т. е., что индуктивное сопротивление является частью истинной подъемной силы.

8. Аэродинамическое качество крыла

Аэродинамическим качеством крыла называется отношение подъемной силы крыла к силе лобового сопротивления на данном угле атаки $K = Y_a/X_a$. Это отношение показывает, во сколько раз при данном угле атаки подъемная сила крыла больше силы его лобового сопротивления, т. е. дает оценку аэродинамического совершенства крыла. По схеме сил (см. рис. 2.21) видно, что отношение подъемной силы к силе лобового сопротивления равно $\operatorname{ctg} \theta$. Поэтому угол θ называют углом качества $Y_a/X_a = \operatorname{ctg} \theta = K$.

Из выражения следует, что чем больше угол качества, тем меньше качество крыла. Отношение аэродинамических сил можно заменить отношением их коэффициентов $K = C_{y_a}/C_{x_a}$.

Откуда видно, что величина аэродинамического качества зависит от тех же факторов, от которых зависят аэродинамические коэффициенты C_{y_a} и C_{x_a} , т. е. от угла атаки, формы профиля крыла, формы крыла в плане и обработки поверхности крыла.

На угле атаки нулевой подъемной силы $K=0$, так как на этом угле атаки $C_{y_a}=0$. С увеличением угла атаки качество крыла вначале увеличивается, а затем уменьшается. Наибольшей величины качество достигает на некотором угле атаки, который на-

зывается самым выгодным $\alpha_{\text{нв}}$. Для крыльев современных самолетов $\alpha_{\text{нв}} = 4 \div 8^\circ$, а максимальное качество $K_{\text{max}} = 15 \div 25$. В пример, для самолета Ан-24: $\alpha_{\text{нв}} = 6^\circ$; $K_{\text{max}} = 17,2$; для Ту-154: $\alpha_{\text{нв}} = 5,7^\circ$; $K_{\text{max}} = 15$.

Величина аэродинамического качества во многом зависит от геометрических характеристик крыла. С увеличением относительной толщины и кривизны профиля качество его уменьшается, так как коэффициент лобового сопротивления растет быстрее коэффициента подъемной силы.

Форма крыла в плане влияет главным образом на величину индуктивного сопротивления. С увеличением удлинения крыла индуктивное сопротивление его уменьшается, что приводит к повышению аэродинамического качества крыла. Качество крыла планеров благодаря большим значениям λ доходит до 30 и более.

Аэродинамическое качество зависит и от состояния поверхности крыла. Об этом нельзя забывать при выполнении работ по техническому обслуживанию самолетов.

9. Аэродинамические характеристики крыла

Аэродинамическими характеристиками называют графики, показывающие зависимость аэродинамических коэффициентов от углов атаки.

Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки $C_{ya} = f(\alpha)$ строится в прямоугольной системе координат (рис. 2.26, а). На оси ординат откладывают значения коэффициентов подъемной силы C_{ya} , на оси абсцисс — углов атаки α . С помощью этой характеристики можно определить значение C_{ya} для любого угла атаки α . Прямолинейный участок графика соответствует безотрывному обтеканию крыла, когда увеличение угла атаки α приводит к пропорциональному увеличению коэффициента C_{ya} , так как при увеличении угла атаки усиливается деформация потока и возрастает разность давлений под и над крылом. Угол наклона графика β характеризует скорость изменения C_{ya} при изменении α , так как $\text{tg } \beta = dC_{ya}/d\alpha$.

Криволинейный участок свидетельствует о нарушении пропорциональной зависимости между α и C_{ya} , что связано с началом срывного обтекания крыла.

Дальнейшее увеличение угла атаки α усиливает срыв потока и вызывает уменьшение C_{ya} .

На кривой $C_{ya} = f(\alpha)$ можно отметить две характерные точки: точка I пересечения графика с осью абсцисс соответствует углу атаки, при котором $C_{ya} = 0$. Этот угол атаки обозначают α_0 и называется углом атаки нулевой подъемной силы. У симметричных

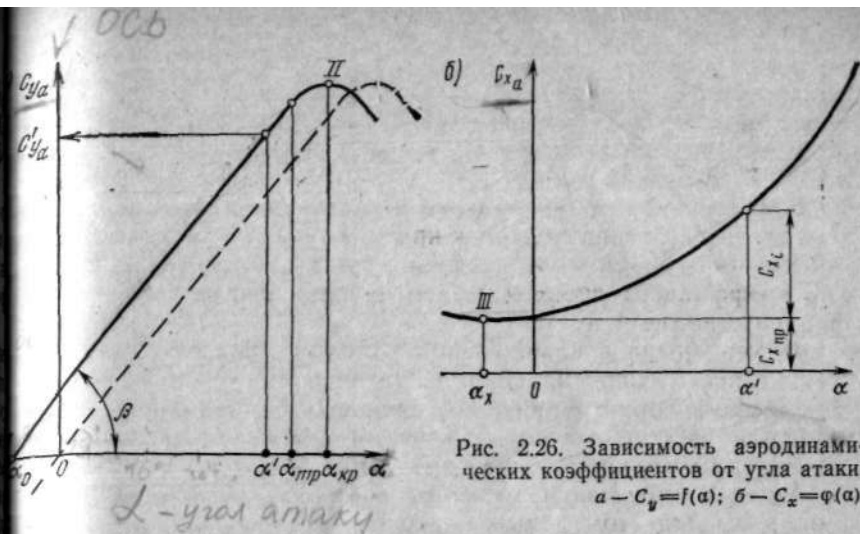


Рис. 2.26. Зависимость аэродинамических коэффициентов от угла атаки: а — $C_{ya} = f(\alpha)$; б — $C_{xa} = \varphi(\alpha)$

профилей $\alpha_0 = 0$, поэтому кривая зависимости $C_{ya} = f(\alpha)$ проходит через начало координат, у несимметричных $\alpha_0 = -1^\circ \div -2^\circ$. При α_0 из-за характерного распределения давлений крыло не создает подъемной силы, и самолет может выполнять только отвесное пикирование;

точка II касания графика с прямой, параллельной оси абсцисс (верхняя точка графика), соответствует углу атаки, при котором коэффициент подъемной силы достигает максимального значения $C_{ya \text{ max}}$. Этот угол атаки обозначается $\alpha_{\text{кр}}$ и называется критическим. Полеты на углах атаки, близких к критическому, опасны, так как из-за срывного обтекания самолет обладает плохой устойчивостью и управляемостью. Срыв потока начинается на углах атаки, несколько меньших критического, но зоны срыва еще невелики, поэтому C_{ya} продолжает медленно увеличиваться.

Угол атаки, соответствующий началу срыва, обозначают $\alpha_{\text{тр}}$ и называют углом тряски, так как пилот ощущает это явление, как тряску органов управления.

Углы атаки от α_0 до $\alpha_{\text{кр}}$ называются летным диапазоном углов атаки.

Зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки $C_{xa} = \varphi(\alpha)$ также является аэродинамической характеристикой крыла (рис. 2.26, б). Коэффициент лобового сопротивления крыла ни на одном из углов атаки не равен нулю. Это объясняется тем, что коэффициент профильного сопротивления C_{xp} не может быть равным нулю, так как обтекание профиля без сопротивления невозможно.

Характерной является нижняя точка III кривой, так как она соответствует углу атаки, при котором $C_{xa \text{ min}}$, и поэтому крыло

Поляра крыла

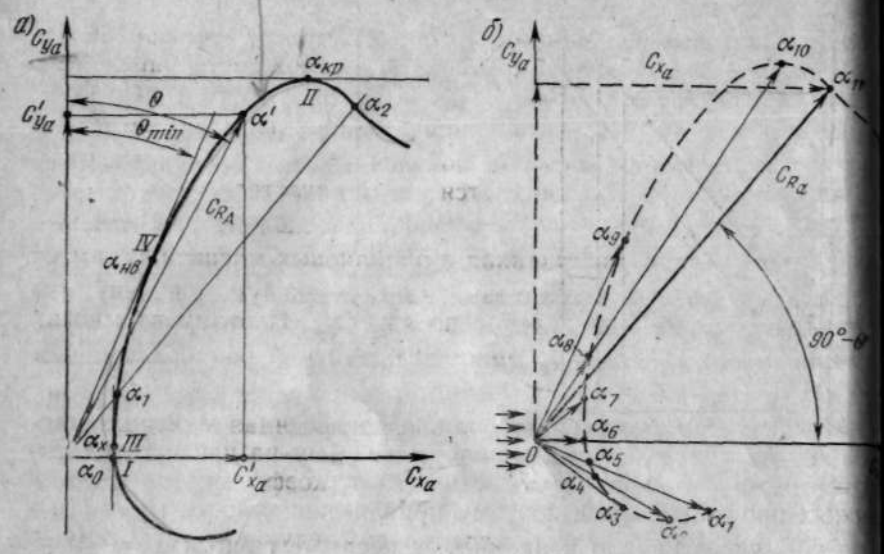


Рис. 2.27. Поляра крыла.

а — характерные углы атаки; б — построение поляры крыла в полярной системе координат.

имеет наименьшее сопротивление. Этот угол атаки называется углом атаки наименьшего сопротивления и обозначается α_x . Он почти равен углу атаки нулевой подъемной силы, так как при α_0 крыло, не имея подъемной силы, не создает и индуктивного сопротивления, а профильное сопротивление является для крыла наименьшим $C_{x_a \min} = C_{x_a \text{пр}}$. При изменении угла атаки в обе стороны от α_x коэффициент лобового сопротивления C_{x_a} увеличивается примерно по параболе за счет увеличения индуктивного сопротивления.

По мере приближения к критическому углу атаки рост $C_{x_a \text{пр}}$ ускоряется из-за начинающегося срыва потока. Максимального значения коэффициент лобового сопротивления достигает при угле атаки, близком к 90° , когда крыло превращается в пластинку, поставленную поперек потока. Для современных крыльевых профилей $C_{x_a \min} = 0,009 \div 0,01$.

Поляра крыла. Кривая, выражающая зависимость между коэффициентами C_{y_a} и C_{x_a} , называется полярной (рис. 2.27) и является важнейшей аэродинамической характеристикой крыла. Для построения поляры проводятся две взаимно перпендикулярные оси. По графикам $C_{y_a} = f(\alpha)$ и $C_{x_a} = \varphi(\alpha)$ для каждого угла атаки определяют соответствующие аэродинамические коэффициенты и откладывают на оси ординат значения C_{y_a} , а на оси абсцисс — C_{x_a} .

Каждая точка полученного графика соответствует определенному углу атаки. Поляра крыла дает возможность определить значение коэффициентов C_{y_a} , C_{x_a} , C_{R_A} для любого угла атаки. Коэффициенты C_{y_a} , C_{x_a} и C_{R_A} пропорциональны соответствующим аэродинамическим силам, поэтому угол, заключенный между векторами C_{y_a} и C_{R_A} , является углом качества θ .

Так как коэффициент C_{x_a} обычно в несколько раз меньше, чем C_{y_a} , то поляра, построенная в одинаковых масштабах, имеет в диапазоне летных углов атаки незначительную кривизну, что затрудняет точное определение по ней C_{x_a} . Поэтому во многих случаях масштаб для C_{x_a} принято брать в 5 раз больше, чем для C_{y_a} .

Не следует забывать, что поляра, построенная в разных масштабах, оказывается искаженной, и поэтому на ней непосредственно нельзя замерять углы качества и коэффициенты полной аэродинамической силы.

По поляре крыла можно определить следующие характерные углы атаки (см. рис. 2.27, а): точка I пересечения поляры с осью абсцисс соответствует углу атаки нулевой подъемной силы α_0 . При этом угле атаки коэффициент $C_{y_a} = 0$; $\alpha_0 = -2 \div 0^\circ$; угол атаки наименьшего сопротивления α_x находится в точке III касания поляры с прямой, параллельной оси ординат, $\alpha_x = -1^\circ \div 0^\circ$; точка IV касания поляры с прямой, проведенной из начала координат, соответствует наилучшему углу атаки $\alpha_{нв}$; угол качества на этом угле атаки минимальный, а аэродинамическое качество максимально, $\alpha_{нв} = 4 \div 8$; $K_{\max} = 15 \div 25$; критический угол атаки $\alpha_{кр}$ определяется точкой II касания поляры с прямой, параллельной оси абсцисс. При этом угле атаки коэффициент подъемной силы $C_{y_a \max}$, критический угол атаки $\alpha_{кр} = 12 \div 18^\circ$, $C_{y_a \max} = 0,9 \div 1,4$.

Если из начала координат провести секущую к поляре, то точки ее пересечения с полярной будут соответствовать двум углам атаки α_1 и α_2 , на которых крыло имеет одинаковое аэродинамическое качество. При этом один из них больше наилучшего угла атаки, а другой — меньше: $\alpha_1 < \alpha_{нв}$; $\alpha_2 > \alpha_{нв}$.

График $C_{y_a} = \psi(C_{x_a})$ называется полярной потому, что он соединяет концы векторов коэффициента C_{R_A} , проведенных из общего полюса для разных углов атаки (рис. 2.27, б), и его можно рассматривать как полярную диаграмму, построенную в полярных координатах коэффициента C_{R_A} и угла $(90^\circ - \theta)$, где $(90^\circ - \theta)$ — угол наклона коэффициента C_{R_A} к направлению скорости набегающего потока.

Зависимость аэродинамического качества от угла атаки. $K = z(\alpha)$ представлена на рис. 2.28. При угле атаки нулевой подъемной силы $K = 0$, так как $C_{y_a} = 0$. Увеличение угла атаки до $\alpha_{нв}$

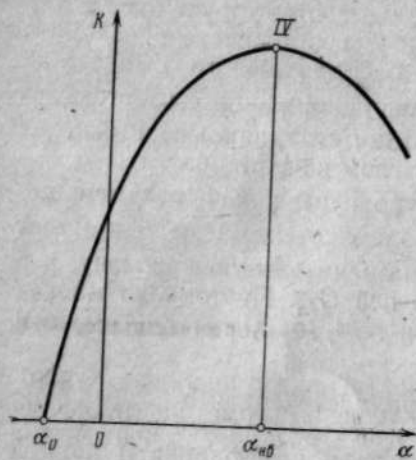
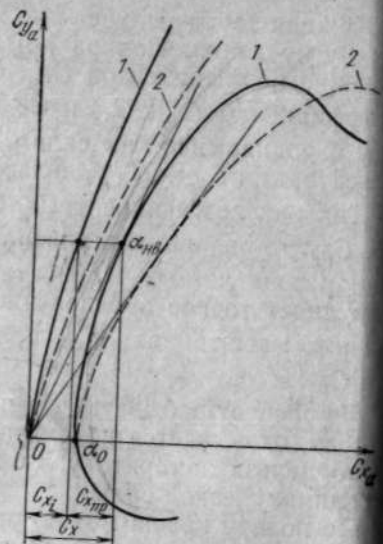


Рис. 2.28. Зависимость $K = z(\alpha)$

Рис. 2.29. Парабола индуктивного сопротивления:
1 — $\lambda = 10$; 2 — $\lambda = 5$



вызывает увеличение аэродинамического качества. Дальнейшее увеличение угла атаки приводит к уменьшению качества.

Характерной является верхняя точка I кривой. Соответствующий ей угол атаки называется наивыгоднейшим, так как при этом угле атаки аэродинамическое качество крыла максимальное.

Парабола индуктивного сопротивления, являясь одной из аэродинамических характеристик крыла, используется при аэродинамическом расчете самолета для пересчета полярны крыла одного удлинения на другое.

Парабола индуктивного сопротивления показывает зависимость C_{x_i} от коэффициента подъемной силы C_{y_a} и строится обычно в той же системе координат, что и полярны крыла (рис. 2.29).

Чтобы построить параболу индуктивного сопротивления, для каждого угла атаки экспериментально или по полярны крыла определяют C_{y_a} , а по формуле $C_{x_i} = AC_{y_a}^2/\lambda$ значение C_{x_i} и откладывают их в прямоугольной системе координат на соответствующих осях. Полученные точки соединяют плавной кривой. Парабола индуктивного сопротивления проходит через начало координат, так как при угле атаки нулевой подъемной силы $C_{y_a} = 0$ следовательно, $C_{x_i} = 0$. На этом угле атаки лобовое сопротивление крыла состоит только из профильного сопротивления (индуктивное сопротивление равно нулю). При увеличении угла атаки коэффициент C_{x_i} увеличивается пропорционально $C_{y_a}^2$ и достигает максимальной величины на критическом угле атаки.

Парабола индуктивного сопротивления разделяет коэффициент лобового сопротивления крыла C_{x_a} на коэффициенты индуктивного C_{x_i} и профильного сопротивлений $C_{x_{np}}$.

Соотношение между C_{x_i} и $C_{x_{np}}$ по мере увеличения угла атаки изменяется. При α_0 : $C_{x_i} = 0$; $C_{x_a} = C_{x_{np}}$. При α_{opt} $C_{x_i} = C_{x_{np}}$.

При дальнейшем увеличении угла атаки $C_{x_{np}}$ за счет срывного обтекания растет быстрее, чем C_{x_i} . Если изменить удлинение крыла (например, раздвинуть крыло по размаху), то C_{x_i} изменится, а $C_{x_{np}}$ будет постоянным.

10. Механизация крыла

Механизация крыла представляет собой специальные конструктивные устройства, с помощью которых геометрическая конфигурация, спектр обтекания крыла и его аэродинамические характеристики могут изменяться в заданном направлении.

Тонкое стреловидное крыло малого удлинения, обеспечивающее большие скорости полета, имеет малую несущую способность и не гарантирует безопасности при малых скоростях. Поэтому основным назначением механизации является улучшение взлетно-посадочных характеристик самолета за счет увеличения несущей способности крыла и аэродинамического торможения самолета.

Кроме того, механизация служит для улучшения устойчивости и управляемости самолета на посадочных и взлетных режимах (на больших углах атаки). С этой целью используются устройства, предотвращающие срыв потока.

Средства увеличения несущей способности крыла. Несущая способность крыла зависит от его площади и коэффициента подъемной силы.

Из формулы $Y_a = C_{y_a} S (\rho V^2 / 2)$ видно, что чем больше произведение $C_{y_a} S$, тем большую подъемную силу будет создавать крыло при данном значении скоростного напора и тем больше его несущая способность. Увеличение несущей способности приводит к уменьшению посадочной скорости, скорости отрыва, длины пробега и длины разбега самолета.

Увеличение несущей способности крыла достигается изменением геометрии крыла в плане, управлением пограничным слоем, увеличением кривизны профиля крыла, созданием дополнительных поддерживающих сил.

Изменение геометрии крыла в плане как способ увеличения несущей способности крыла было применено в 1932 г. во Франции конструктором Махониным, который построил самолет с раздвижным по размаху крылом. Конструктивное исполнение такого крыла очень сложно (рис. 2.30, а). Более доступным

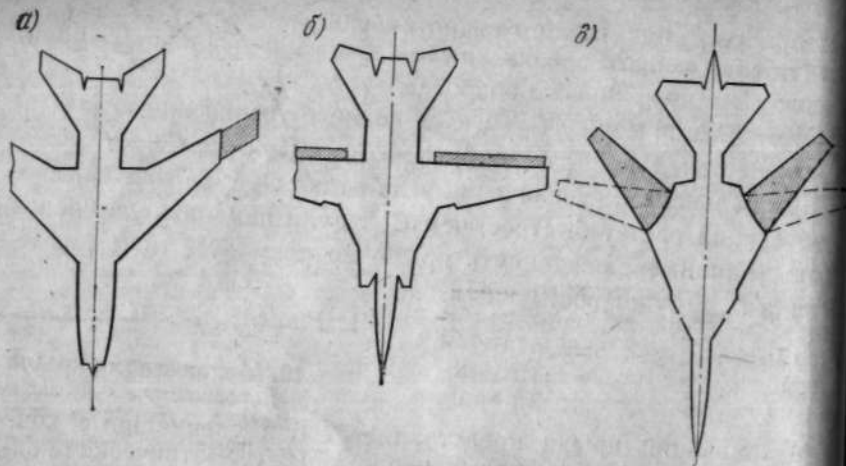


Рис. 2.30. Изменение геометрии крыла в плане

конструктивным средством измерения геометрии крыла (увеличение его площади) являются выдвижные закрылки (рис. 2.30, б).

На самолетах со стреловидным крылом увеличение несущей способности крыла можно обеспечить уменьшением угла стреловидности χ° . При уменьшении стреловидности поворотом крыла увеличиваются размах, удлинение, эффективная площадь и относительная толщина профилей крыла.

Крыло изменяемой стреловидности (рис. 2.30, в) крепится к фюзеляжу шарнирно. На больших скоростях полета оно устанавливается в положение большой стреловидности, а при посадке и взлете — малой стреловидности. Применение крыла изменяемой геометрии уменьшает скорости посадки и отрыва на 40—60%, а длину пробега и разбега в 2—2,5 раза.

Управление пограничным слоем (УПС). Идея управления пограничным слоем была высказана С. А. Чаплыгиным в 1914 г., а в 1921 г. в работе «Схематическая теория разрезного крыла», посвященной памяти Н. Е. Жуковского, он изложил полную теорию механизированного (разрезного) крыла.

Управление пограничным слоем применяется для обеспечения безотрывного обтекания крыла в большом диапазоне углов атаки за счет увеличения кинетической энергии пограничного слоя.

Аэродинамический эффект управления пограничным слоем состоит в увеличении критического угла атаки и $C_{y_{max}}$ (рис. 2.31).

УПС может осуществляться с помощью предкрылков, носовых щитков, сдувания и отсасывания пограничного слоя, движением поверхности крыла и другими средствами.

Самым простым средством управления пограничным слоем являются предкрылки, представляющие собой крылообразные элементы, расположенные вдоль передней кромки крыла. Пред-

крылки бывают фиксированные, управляемые и автоматические. Фиксированные предкрылки постоянно закреплены на некотором расстоянии перед ребром атаки крыла. Автоматические предкрылки при полете на малых углах атаки плотно прижаты к крылу силами аэродинамического давления, а на больших углах атаки автоматически выдвигаются (отсасываются) из-за появления над ними разрежений (рис. 2.32, а).

Между крылом и предкрылком образуется профилированная щель, через которую проходит струя воздуха. Щель профилируется так, что скорость струи увеличивается, и она, вытекая с большой скоростью на верхнюю поверхность крыла, сообщает пограничному слою дополнительную кинетическую энергию. Скорость движения частиц в пограничном слое возрастает. Это препятствует набуханию и отрыву пограничного слоя с верхней поверхности крыла. При этом значительно увеличивается критический угол атаки $\alpha_{кр}$ (на 10—15°) и коэффициент $C_{y_{max}}$ (на 50%) (см. рис. 2.31).

Но возможность полного использования эффекта предкрылка исключается, так как для осуществления посадки на столь больших углах атаки нужно очень высокое шасси. На современных самолетах подкрылки устанавливаются не по всему размаху кры-

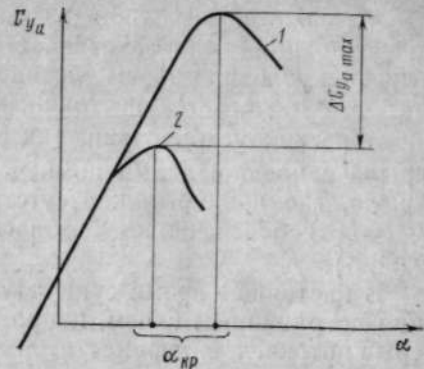


Рис. 2.31. Аэродинамический эффект управления пограничным слоем: 1 — разрезное крыло; 2 — неразрезное крыло

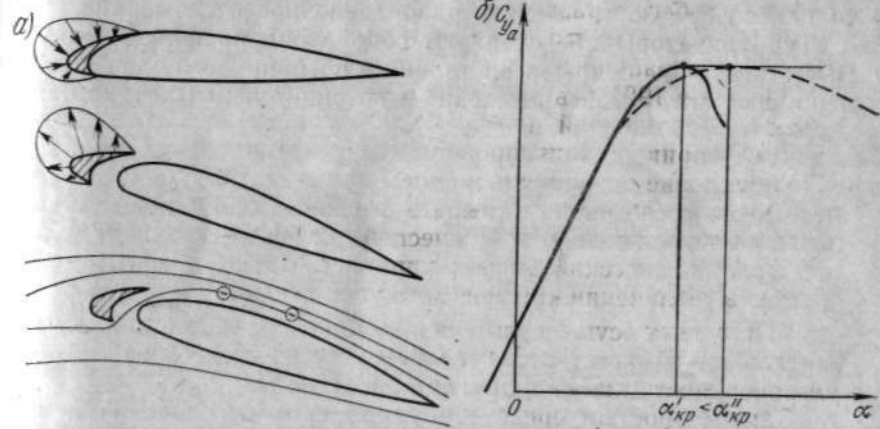


Рис. 2.32. Предкрылок: а — принцип действия; б — аэродинамический эффект отклонения концевых предкрылков

ла, а только на его концах. Применение концевых предкрылок предотвращает или затягивает срыв потока на концах крыла, улучшая условия работы элеронов и их эффективность. При этом C_{ya} крыла остается постоянным в некотором диапазоне за критических углов атаки, так как увеличение C_{ay} на участке крыла с предкрылками компенсирует падение его на участке крыла, где предкрылок отсутствует. Такой характер графика $C_{ya} = f(\alpha)$ обеспечивает безопасность посадки при $\alpha_{кр}$ (рис. 2.32, б).

В настоящее время существует множество способов управления пограничным слоем, направленных на то, чтобы затянуть срыв потока, т. е. переместить назад ближе к задней кромке крыла точку отрыва пограничного слоя и тем увеличить $C_{ya \max}$.

Носовые щитки и отклоняемые носки применяют на профилях с острой передней кромкой. Отклонение их на больших углах атаки предотвращает срыв потока с острой кромки.

Сдувание пограничного слоя (рис. 2.33, а) увеличивает кинетическую энергию частиц в пограничном слое. Прорезь, подводящая струю, должна быть направлена по касательной к поверхности крыла. Наибольший эффект дает струя, направленная на отклоненный закрылок. Этот же эффект используется в щелевых закрылках.

Отсасывание пограничного слоя осуществляется через щели, сообщающие поток с внутренней полостью крыла, в которой поддерживается низкое давление (рис. 2.33, б). Отсасывание также увеличивает кинетическую энергию пограничного слоя, т. е. повышает его скорость и понижает давление в потоке над крылом. Прорезь должна быть нормальной к поверхности и располагаться на 50—60% хорды, а у толстых профилей ($\bar{c} > 12\%$) — перед отклоненным закрылком. Если профиль крыла тонкий ($\bar{c} < 8\%$), то целесообразно применять распределенное отсасывание.

Турбулизаторы представляют собой ряд профилей-лопаток. Выступают они из крыла на толщину пограничного слоя и перемешивают его с незаторможенным потенциальным потоком. Это

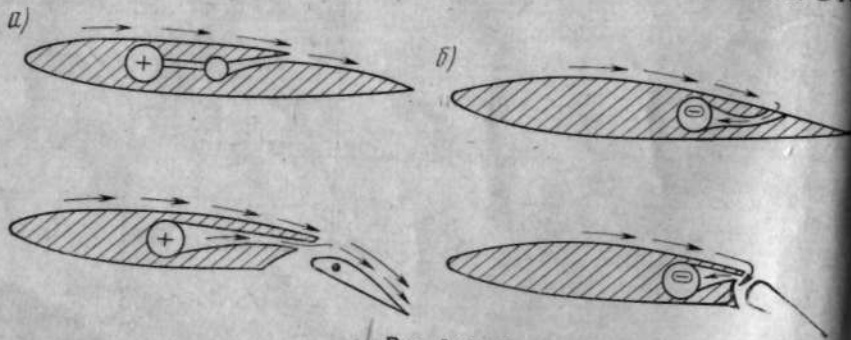


Рис. 2.33. Управление пограничным слоем: а — сдувание; б — отсасывание



рис. 2.34. Увеличение кривизны профиля: а — щитки; б — закрылки: 1 — простой щиток; 2 — со скользящей осью; 3 — поворотный закрылок; 4 — щелевой закрылок; 5 — выдвижной закрылок

вызывает приток энергии в пограничный слой. Точка отрыва смещается назад, что также увеличивает $\alpha_{кр}$ и $C_{ya \max}$.

Увеличение кривизны профиля приводит к увеличению деформации потока, обтекающего профиль крыла. Скорость частиц над профилем увеличивается, а под ним — уменьшается, возрастает разность давлений и увеличивается коэффициент C_{ya} . На этом принципе основано применение щитков и закрылков (рис. 2.34).

Щитки представляют собой плоские, отклоняющиеся вниз части нижней поверхности крыла, расположенные вдоль размаха крыла у его задней кромки. По конструктивному выполнению щитки бывают простые 1 и со скользящей осью 2. Щитки со скользящей осью отличаются от простых только тем, что ось вращения их по мере отклонения сдвигается несколько назад.

$$\text{Относительная хорда щитков } \bar{b}_{щ} = \frac{b_{щ}}{b_{кр}} \approx 0,25.$$

$$\text{Относительный размах } \bar{l}_{щ} = l_{щ}/l_{кр} = 0,4 \div 0,6.$$

При взлете самолета щитки отклоняются на 15—20°, а при посадке — на 50—60°.

Увеличение C_{ya} при отклонении простых щитков объясняется:

увеличением кривизны профиля, благодаря чему возрастает разность давлений над крылом и под крылом, а следовательно, и коэффициент C_{ya} ;

управлением пограничным слоем; при отклонении щитка между ним и крылом образуется область разрежения, которая вызывает отсасывание струек, обтекающих верхнюю поверхность кры-

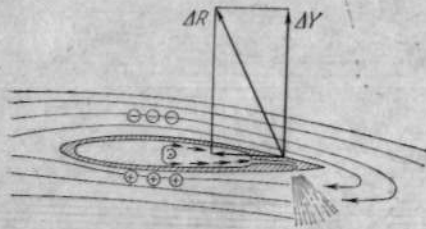


Рис. 2.35. Реактивный закрылок

ления под крылом и прирост $\Delta C_{y_{a \max}}$ крыла с простым щитком.

При отклонении щитка одновременно с увеличением коэффициента подъемной силы увеличивается и коэффициент лобового сопротивления. Это уменьшает аэродинамическое качество крыла, обеспечивая большую крутизну планирования и более эффективное торможение самолета на пробеге.

Закрылки представляют собой хвостовую часть крыла, имеющую возможность отклоняться вниз. Относительная хорда закрылков $\bar{b}_a = b_a/b_{кр} = 0,3 \div 0,4$; относительный размах $\bar{l}_a = l_a/l_{кр} \approx 0,6$.

Угол отклонения закрылков: при взлете самолета $\delta_a = 15 \div 20^\circ$; при посадке $\delta_a = 40 \div 60^\circ$. Применяются поворотные, щелевые и выдвижные закрылки.

Увеличение $C_{y_{a \max}}$ при отклонении поворотного закрылка достигается главным образом за счет увеличения кривизны профиля. При отклонении поворотных закрылков коэффициент подъемной силы $C_{y_{a \max}}$ возрастает в среднем на $50 \div 70\%$, а критический угол атаки уменьшается на $2 \div 5^\circ$. При отклонении закрылка, как и при отклонении щитка, аэродинамическое качество крыла уменьшается.

Щелевыми 4 называются такие закрылки, при отклонении которых образуется профилированная щель. При наличии щели между носком закрылков и крылом эффективность действия закрылков увеличивается, так как C_{y_a} возрастает не только за счет увеличения кривизны профиля, но и за счет управления пограничным слоем (щелевой эффект).

Выдвижные закрылки 5 увеличивают несущую способность крыла за счет увеличения кривизны профиля, управления пограничным слоем (щелевой эффект) и увеличения площади крыла.

На современных самолетах широко применяются двух- и многощелевые выдвижные закрылки, которые дают прирост $\Delta C_{y_{a \max}}$ более чем на 100% . Создание дополнительных поддерживающих сил осуществляется с помощью реактивных закрылков. Струя

воздуха или газов, вытекающих с большой скоростью под некоторым углом к нижней поверхности крыла через щель в его задней кромке (рис. 2.35), создает поддерживающую силу.

При использовании реактивного закрылка несущая способность крыла увеличивается за счет реакции вытекающей струи и изменений потока, обтекающего крыло. Реакция струи ΔR направлена под углом к горизонту, ее вертикальная составляющая ΔY является для крыла поддерживающей силой. Поток, обтекающий крыло за счет взаимодействия с реактивным закрылком, изменяется так же, как при увеличении кривизны профиля: тормозится под крылом и увеличивает скорость над крылом.

По теоретическим расчетам $\Delta C_{y_{a \max}}$ может достигать $11-12$. Это обеспечивает возможность взлета и посадки с укороченным разбегом и пробегом, но из-за нарушения расчетного режима работы вблизи земли реактивные закрылки не имеют пока широкого применения и находятся в стадии теоретических и экспериментальных разработок.

Механизация крыла, кроме увеличения C_{m_a} , повышает также и коэффициент C_{x_a} . При этом его увеличение происходит интенсивнее, чем C_{y_a} , вследствие чего аэродинамическое качество крыла при применении механизации уменьшается. Этим и объясняется частичное использование механизации на взлете, когда необходимо иметь возможно большее значение аэродинамического качества.

Средства увеличения C_{x_a} . Для увеличения крутизны планирования, повышения эффективности торможения на пробеге, улучшения маневренности самолета бывает необходимо кратковременно увеличивать коэффициент лобового сопротивления C_{x_a} с помощью специальных тормозных щитков (рис. 2.36, а) или одновременным отклонением на правом и левом крыльях гасителей подъемной силы (рис. 2.36, б), которые представляют собой узкие пластины, устанавливающиеся в потоке перпендикулярно верхней поверхности крыла. Принцип действия их основан на срыве потока с верхней поверхности крыла, вследствие чего уменьшается C_{y_a} и увеличивается C_{x_a} .

Средства улучшения устойчивости и управляемости (рис. 2.37). Устройства, управляющие пограничным слоем, — предкрылки 1, отклоняемые носки 2, носовые щитки 3, турбулизаторы 4 — предотвращают концевые срывы потока и поэтому не только увеличивают $C_{y_{a \max}}$, но и улучшают боковую устойчи-

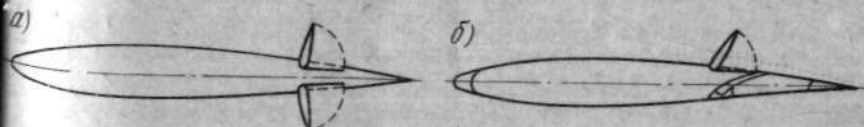


Рис. 2.36. Средства увеличения c_{x_a}

вость и управляемость самолета на больших углах атаки. Это же способствуют элементы конструкции, формирующие вихри, препятствующие перетеканию пограничного слоя к концам крыла, — аэродинамические гребни 5, «запилы» 6 и «изломы» 7 на передних кромках крыла и т. п.

Боковая управляемость самолета может быть существенно улучшена за счет использования интерцепторов 8. Он представляет собой пластину, которая, отклоняясь вверх, изменяет спектр обтекания крыла, уменьшает C_{y_a} и создает управляющий момент по крену.

Примеры механизации крыла. Часто применяют очень эффективные выдвижные многощелевые закрылки. Двухщелевой закрылок самолета Ан-24 на взлете отклоняется на 15° и при $V < 250$ км/ч даже уменьшает C_{x_a} при одновременном увеличении C_{y_a} в 1,5—2 раза. При посадке закрылок отклоняется на 38° увеличивая C_{y_a} в 3 раза, а C_{x_a} в 5 раз. Это обеспечивает малую посадочную скорость и сокращение длины посадочной дистанции.

Иногда для получения заданных взлетно-посадочных характеристик самолета приходится на одном крыле применять несколько различных видов механизации. Примером использования комбинированной механизации может служить крыло самолета Ту-154, которое имеет предкрылки, многощелевые закрылки, интерцепторы (рис. 2.38).

Предкрылок 1 самолета Ту-154 на больших углах атаки отклоняется на угол $18,5^\circ$, обеспечивая безотрывное обтекание крыла и хорошую эффективность элеронов. Концевые срывы потока предотвращаются аэродинамическими гребнями 2.

Выдвижной многощелевой закрылок 3 служит для увеличения несущей способности крыла. Профиль закрылка образуется из трех звеньев: дефлектора, среднего звена и хвостика. При малых углах отклонения щели между звеньями отсутствуют, при $\delta_a > 25^\circ$ образуются две профилированные щели, а при $\delta_a = 45^\circ$ закрылок становится трехщелевым, C_{y_a} увеличивается почти в 2 раза.

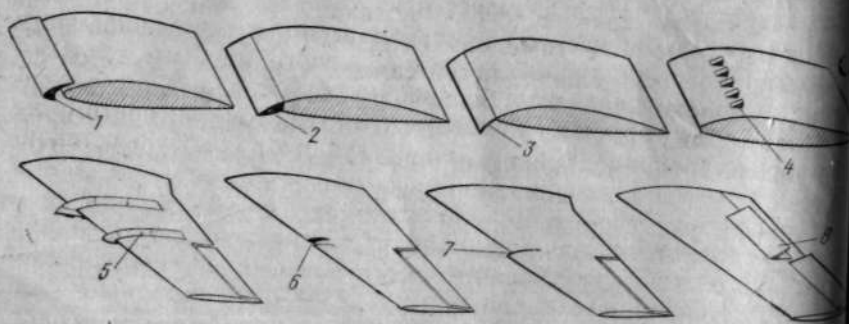


Рис. 2.37. Средства улучшения устойчивости и управляемости

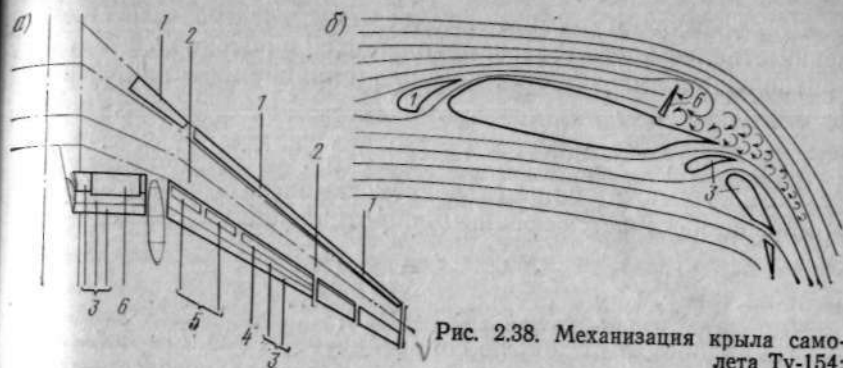


Рис. 2.38. Механизация крыла самолета Ту-154: а — элементы механизации; б — принцип действия

Внутренние гасители подъемной силы 6 используются при посадке. При одновременном отклонении они резко уменьшают аэродинамическое качество и за счет этого сокращают длину пробега. Средние 5 применяются не только на пробеге, но и при нормальном, и экстренном снижении.

Внешние интерцепторы 4 используются только в системе поперечной управляемости самолета: при повороте штурвала интерцептор опущенного крыла одновременно с элероном отклоняется вверх.

11. Аэродинамика самолета

Аэродинамические силы самолета. Считают, что подъемная сила самолета численно равна подъемной силе крыла. Поэтому крыло называют несущей частью самолета: $Y_{a\text{сам}} = Y_{a\text{кр}}$. А так как аэродинамические силы пропорциональны своим коэффициентам, то $C_{y_{a\text{сам}}} = C_{y_{a\text{кр}}}$.

Экспериментально установлено, что сопротивление самолета не равно сумме сопротивлений его частей. Причиной этого является их взаимное влияние — интерференция, которая возникает вследствие взаимодействия потоков, обтекающих близко расположенные части самолета. Если интерференция уменьшает суммарное сопротивление частей самолета, то она считается полезной (положительной), если увеличивает — вредной (отрицательной). При обтекании частей самолета возникает обычно вредная интерференция. В системах крыло — фюзеляж, крыло — гондола, оперение — фюзеляж интерференция возникает из-за разлых скоростей течения струек в потоках, обтекающих соседние части самолета, так как это приводит к завихрению и отрыву пограничного слоя. Завихрения и вредное взаимное влияние частей самолета усиливаются, если при их сопряжении возникает диффузорное расширение потока.

Лобовое сопротивление самолета складывается из сопротивлений отдельных его частей, находящихся в потоке воздуха, и сопротивления, вызванного взаимным влиянием частей самолета (интерференцией)

$$X_{a\text{сам}} = X_{a\text{кр}} + X_{a\text{ф}} + X_{a\text{опер}} + X_{a\text{с.у.}} + \dots + X_{a\text{интерф.}}$$

Разность между сопротивлением самолета и сопротивлением его крыла называется вредным сопротивлением:

$$X_{a\text{вр}} = X_{a\text{сам}} - X_{a\text{кр}}$$

$$X_{a\text{вр}} = X_{a\text{ф}} + X_{a\text{опер.}} + X_{a\text{с.у.}} + \dots + X_{a\text{интерф.}}$$

Таким образом, лобовое сопротивление самолета больше лобового сопротивления крыла на величину вредного сопротивления

$$X_{a\text{сам}} = X_{a\text{кр.}} + X_{a\text{вр}}$$

или

$$C_{x_{a\text{сам}}} = C_{x_{a\text{кр}}} + C_{x_{a\text{вр}}}$$

В диапазоне летных углов атаки коэффициент вредного сопротивления изменяется незначительно, поэтому его величину можно считать постоянной, не зависящей от углов атаки. Для современных самолетов $C_{x_{a\text{сам}}} = 0,008 - 0,016$.

Аэродинамические характеристики самолета. Если известна величина вредного сопротивления, то на основе аэродинамических характеристик крыла можно построить все аэродинамические характеристики самолета.

Зависимости $C_{y_a} = f(\alpha)$ (рис. 2.39) для крыла и самолета совершенно одинаковы, так как для всех углов атаки $C_{y_{a\text{сам}}} = C_{y_{a\text{кр}}}$

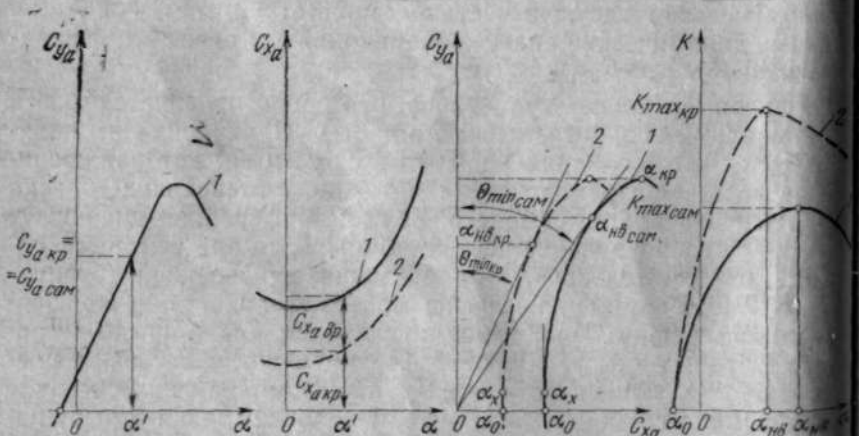


Рис. 2.39. Аэродинамические характеристики
1 — самолета; 2 — крыла

Кривая зависимости $C_{x_a} = \varphi(\alpha)$ для самолетов смещена вверх относительно той же характеристики для крыла, так как на всех углах атаки $C_{x_{a\text{сам}}} = C_{x_{a\text{кр}}} + C_{x_{a\text{вр}}}$.

Зависимость $K = z(\alpha)$ для самолета существенно отличается от той же зависимости для крыла. Общей является только точка, соответствующая углу атаки нулевой подъемной силы, при котором $C_{y_{a\text{сам}}} = C_{y_{a\text{кр}}} = 0$ и $K_{\text{сам}} = K_{\text{кр}} = 0$.

Аэродинамическое качество самолета на других углах атаки всегда меньше, чем аэродинамическое качество его крыла, $K_{\text{сам}} < K_{\text{кр}}$, так как при равных значениях C_{y_a} $C_{x_{a\text{сам}}} > C_{x_{a\text{кр}}}$. Поэтому $K = z(\alpha)$ для самолета проходит ниже того же графика для крыла.

Поляра самолета смещена относительно поляры крыла вправо, так как на всех углах атаки

$$C_{y_{a\text{сам}}} = C_{y_{a\text{кр}}}; \quad C_{x_{a\text{сам}}} = C_{x_{a\text{кр}}} + C_{x_{a\text{вр}}}$$

Определение аэродинамических коэффициентов и характерных углов атаки по поляре самолета производится так же, как и по поляре крыла.

При α_0 отсутствует сила, поддерживающая самолет в воздухе, и возможно только вертикальное движение самолета вниз, называемое отвесным пикированием. Значения углов атаки нулевой подъемной силы для самолета и крыла одинаковы. Критический угол атаки самолета $\alpha_{\text{крсам}} = \alpha_{\text{кркр}}$. На углах атаки, близких к $\alpha_{\text{кр}}$, совершаются посадки самолета. При полете на α_x коэффициент $C_{x_{a\text{сам}}}$ самолета имеет минимальное значение. На углах атаки, близких к α_x , полет совершается с максимальной скоростью. Наиболее выгодный угол атаки $\alpha_{\text{нв}}$ самолета больше наиболее выгодного угла атаки крыла на $2-3^\circ$, а угол аэродинамического качества самолета — угла аэродинамического качества крыла. Последнее свидетельствует о том, что аэродинамическое качество самолета меньше аэродинамического качества крыла $K_{\text{сам}} < K_{\text{кр}}$. Практическое значение наиболее выгодного угла атаки заключается в том, что на этом угле атаки самолет имеет наибольшую дальность планирования.

Способы уменьшения сопротивления самолета. Для уменьшения сопротивления самолета совершенствуют его аэродинамические формы, улучшают состояние поверхности, герметизируют конструкцию.

Улучшение аэродинамических форм самолета достигается уменьшением количества частей, обтекаемых потоком воздуха; совершенствованием формы всех частей самолета; уменьшением интерференции.

Идеальная схема самолета с точки зрения аэродинамики — «летающее крыло» (рис. 2.40, а). Такой самолет не имеет несущих частей, но он не получил широкого распространения из-за

плохих взлетно-посадочных характеристик, сложности обеспечения балансировки и управляемости.

Большинство современных самолетов строят по схеме свободного несущего моноплана, без стоек, подкосов, расчалок. Шасси в полете убирается. Грузы размещаются внутри фюзеляжа (рис. 2.40, б). Аэродинамическая форма всех частей самолета выбирается в соответствии со скоростью полета.

Одним из самых значительных источников сопротивления самолета является фюзеляж. Сопротивление современных фюзеляжей составляет 20—26% сопротивления всего самолета и в большой степени зависит от положения его в воздушном потоке. Для уменьшения сопротивления фюзеляжа крыло к нему крепится (заклинивается) под некоторым установочным углом.

У современных самолетов установочные углы находятся в пределах от 0 до 3°. Величина установочного угла выбирается так, чтобы фюзеляж давал наименьшее сопротивление при углах атаки, на которых чаще всего происходит полет самолета.

Фонарь кабины и другие надстройки по возможности «вписываются» в контур фюзеляжа. Силовые установки размещаются внутри фюзеляжа или в удобообтекаемых гондолах. Для уменьшения сопротивления трения применяют ламинаризованные формы. Уменьшение интерференции достигается рациональной аэродинамической компоновкой (взаимным расположением частей самолета) и постановкой зализов.

Наименьшая интерференция крыла и фюзеляжа обеспечивается при среднем расположении крыла, и поэтому аэродинамическое качество среднепланов на 4—5% больше, чем у высокопланов. Интерференцию силовых установок и крыла можно значительно уменьшить (рис. 2.41), если гондолы двигателей разместить под крылом на пилонах 1. Зализы (заполнители) 2 обес-

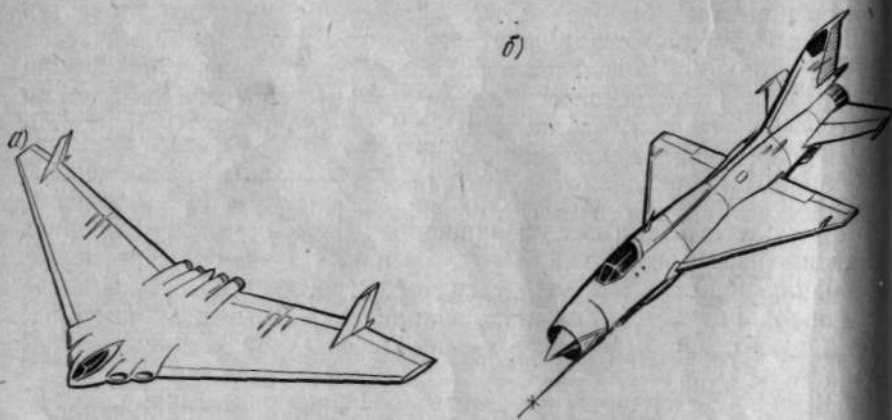


Рис. 2.40. Рациональные аэродинамические схемы самолетов: а — «Летающее крыло»; б — свободонесущий моноплан

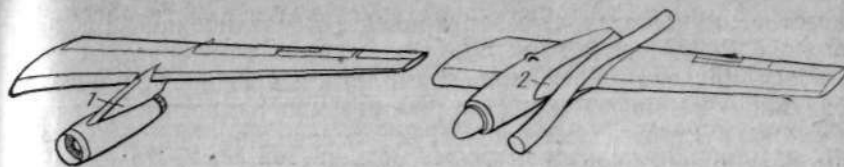


Рис. 2.41. Средства уменьшения отрицательной интерференции:

1 — пилоны; 2 — зализы

печивают плавное сопряжение частей самолета и уменьшают угол расширения потока. Это уменьшает градиент скорости соседних струек, предотвращает образование завихрений и срывов потока.

Состояние поверхности самолета влияет на пограничный слой и сопротивление трения. Для уменьшения сопротивления трения обшивку делают гладкой, заклепки потайными.

Обледенение самолета искажает форму его частей, увеличивает шероховатость поверхности, может вызвать механические повреждения обшивки. Для исключения этого опасного явления и его последствий все современные самолеты оборудуются противобледенительными системами.

Небрежная покраска самолета во время ремонта, эксплуатация на пыльных аэродромах увеличивают шероховатость поверхности. В результате этого сопротивление трения может увеличиваться на 10—15%. Чтобы избежать повреждения обшивки при техническом обслуживании, ходить по поверхности самолета разрешается только в мягкой обуви.

Герметизация конструкции самолета исключает возможность протекания воздуха через щели между ее элементами завихрения потока и создание дополнительных сопротивлений. За счет герметизации сопротивление самолета может быть уменьшено на 8—12%. Чтобы в процессе эксплуатации самолета исключить нарушение герметизации, следует систематически проверять плотность соединения створок, подгонку частей самолета, закрытие люков. Значительное сопротивление могут создать срывы потока из-за отсасывания щитков и другие дефекты обтекания. Нарушение в полете режимных ограничений (например, превышение максимальной скорости) может вызвать появление чрезмерно больших общих и местных нагрузок, которые приводят к искажению форм частей самолета, появлению вмятин и волнистости на обшивке. От сопротивления самолета зависит экономичность полета.

Если на поверхности самолета образуются вмятины, царапины, нарушится герметичность конструкции из-за неплотного закрытия дверей, створок, люков или в полете возникнет обледенение, то сопротивление самолета увеличится, а аэродинамическое

качество уменьшится. Все это приведет к увеличению расхода топлива в полете, уменьшению экономической отдачи самолета.

Неграмотное пилотирование самолета, небрежное техническое обслуживание, низкое качество ремонта могут свести на нет усилия конструктора, направленные на уменьшение сопротивления самолета и повышение его экономичности.

Вопросы для повторения

1. На каком законе основан аэростатический принцип создания подъемной силы?
2. Какое преимущество обеспечивает аэростатический принцип создания подъемной силы?
3. Какой принцип создания подъемной силы называется аэродинамическим? В каких летательных аппаратах он использован?
4. Какие недостатки имеют летательные аппараты, основанные на аэродинамическом принципе создания подъемной силы?
5. Чем объясняется широкое распространение летательных аппаратов, использующих аэродинамический принцип создания подъемной силы?
6. В каких летательных аппаратах используется реактивный принцип создания подъемной силы? Каковы физическая сущность этого принципа и его преимущества?
7. Какое назначение имеют основные части самолета: крыло, фюзеляж, элероны, стабилизатор, киль, рули высоты, руль поворота, шасси, силовая установка?
8. Какова физическая сущность аэродинамической силы?
9. Как называются составляющие аэродинамической силы в скоростной системе координат?
10. Какие параметры определяют форму профиля крыла?
11. На каких самолетах применяется крыло оживальной формы? Чем это вызвано?
12. Каким образом и с какой целью создается аэродинамическая и геометрическая кривая крыла?
13. Что называется углом атаки крыла? Как изменяется спектр обтекания профиля при увеличении угла атаки?
14. На каких самолетах и с какой целью крыло имеет угол обратного поперечного «V»?
15. Определить удлинение и среднюю хорду крыла самолета АНТ-25, размах которого 34 м, а площадь 84 м².
16. Определить наибольшую толщину крыла, имеющего следующие параметры: $c=19,5\%$; $b=11$ м.
17. Изобразить векторную диаграмму распределения давлений по профилю крыла. Как она изменяется при изменении угла атаки? С чем это связано?
18. Как создается подъемная сила крыла?
19. Причина и последствия явления сроса потока.
20. Какие причины вызывают появление силы лобового сопротивления крыла?
21. Какая величина определяет аэродинамическое совершенство крыла?
22. Какова зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки? Изобразить график $C_{ya}=f(\alpha)$. Показать характерные точки этого графика.
23. Какую зависимость показывает поляра крыла? Какие характерные углы атаки можно определить по поляре?
24. Чем поляра самолета отличается от поляры крыла?
25. Как можно уменьшить лобовое сопротивление самолета?
26. Что называется интерференцией частей самолета? Объяснить ее причину и влияние на сопротивление самолета.

27. Определить сужение трапециевидного крыла, корневая хорда которого $b_0=8$ м, а концевая $b_k=2$ м.

28. Как следует изменить параметры профиля крыла \bar{x}_c ; \bar{c} ; \bar{f} и радиус закругления носка r , чтобы уменьшилось профильное сопротивление?

29. Как следует изменить геометрические параметры крыла λ ; η ; \bar{c} ; \bar{f} ; x_c , чтобы уменьшить индуктивное сопротивление?

30. Как изменяется угол атаки $\alpha_{кр}$, коэффициент $C_{va\max}$, посадочная скорость $V_{пос}$, длина пробега $L_{проб}$ при отклонении предкрылка?

31. Какими средствами можно уменьшить сопротивление трения?

32. На каком угле атаки совершается отвесное пикирование?

33. Чему равно аэродинамическое качество самолета при отвесном пикировании?

34. Назначение и принцип действия интерцептора.

35. Какое основное назначение имеет механизация передних кромок крыла? Назвать самолеты, на которых применена механизация передних кромок?

36. Какое основное назначение имеет механизация задних кромок крыла?

37. За счет чего увеличивается несущая способность крыла при отклонении выдвижных закрылков?

38. В полете возникло обледенение крыла. Как это отразится на поляре самолета?

39. Определить угол качества крыла, если его подъемная сила равна силе лобового сопротивления.

40. Как изменяются аэродинамические коэффициенты крыла C_{ya} ; C_{xa} ; $C_{D\Delta}$, если угол атаки увеличивается, но обтекание остается безотрывным?

41. Площадь крыла $S=40$ м², удлинение $\lambda=10$. Определить размах и среднюю хорду крыла.

42. Какими средствами предупреждается концевой срыв потока с крыла?

43. В чем различие аэродинамических эффектов отклонения предкрылка и закрылка?

44. Как влияет угол атаки крыла на профильное и индуктивное сопротивление?

45. Почему график $C_{ya}=f(\alpha)$ симметричного профиля проходит через начало координат?

46. Почему поляра крыла не может проходить через начало координат?

Глава 3. ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ БОЛЬШИХ СКОРОСТЕЙ

1. Основные законы движения сжимаемого потока

Общие сведения. Аэродинамика больших скоростей (газовая динамика) изучает законы взаимодействия воздуха с обтекаемыми телами при скоростях, соизмеримых со скоростью звука и больших скорости звука, при которых воздух проявляет свойство сжимаемости, т. е. ведет себя как газ.

Теоретические основы аэродинамики больших скоростей были изложены задолго до появления скоростных самолетов.

Н. Е. Жуковский вопросам газовой динамики посвятил несколько докладов: «Истечение воздуха под большим напором»,

«О трении газов», «Движение газов в трубе с большими скоростями» и др. В 1902 г. С. А. Чаплыгин опубликовал фундаментальное исследование «О газовых струях», которое дает право считать его основоположником газовой динамики. Блестящее исследование проблемы обтекания тел газом при больших дозвуковых скоростях принадлежит А. С. Христиановичу (1940 г.).

Вопросы учета сжимаемости при больших дозвуковых скоростях обтекания тел изучали и крупнейшие зарубежные ученые-аэродинамики: немецкий профессор Л. Прандтль, англичанин Г. Глауэрт, американец Т. Карман и др. Академики М. В. Келдыш, М. А. Лаврентьев, Н. Е. Кочин провели серьезные исследования по теории крыла малого удлинения и неуставившимся движениям. А. А. Дородницын, Л. Г. Лойцянский создали новое учение о пограничном слое при больших скоростях движения. В настоящее время газовая динамика решает проблемы, вызванные запросами сверхзвуковой и гиперзвуковой авиации и ракетной техники.

Природа и скорость звука. Под звуком понимают физический процесс распространения малых возмущений среды (например, воздуха), возникающих в виде небольших изменений давления и плотности. Источник звука — колебательное движение отдельных частиц. Скорость колебательного движения частиц очень мала, а скорость распространения возмущений, вызванных этими колебаниями, очень велика. Смещение каждой отдельной частицы ничтожно мало, а возмущение передается на большие расстояния.

В определенном диапазоне частот (от 16 до 20 000 1/с) эти возмущения воспринимаются органами слуха, поэтому понятие «звук» связывается с определенными психофизиологическими ощущениями, хотя оно гораздо шире. Процесс распространения малых возмущений имеет волновую природу (звуковые волны). Скорость распространения волн принято называть скоростью звука. Она зависит от упругих свойств среды и определяется из уравнения Лапласа

$$\frac{\Delta p}{\Delta \rho} = \kappa \frac{p}{\rho} = a^2; \quad a = \sqrt{\frac{\Delta p}{\Delta \rho}}; \quad a = \sqrt{\kappa \frac{p}{\rho}},$$

где a — скорость звука, м/с;
 p — давление, Па;
 κ — показатель адиабаты;
 ρ — плотность, кг/м³.

Можно определить зависимость скорости звука от температуры среды. По уравнению состояния газа (Клапейрона):

$$p/\rho = RT,$$

где R — газовая постоянная, Дж/кг·К;
 T — абсолютная температура, К.

Подставляя правую часть уравнения в формулу скорости звука вместо $\frac{p}{\rho}$, получим $a = \sqrt{\kappa RT}$. Из этого выражения видно, что скорость звука зависит только от температуры среды. Для воздуха: $\kappa = 1,4$; $R = 287,14$ Дж/кг·К. Поэтому скорость звука в воздушной среде $a_{\text{возд}} = 20 \sqrt{T}$.

Число Маха. Все особенности обтекания тел при больших скоростях полета вызваны проявлением сжимаемости воздуха. Сжимаемостью называется свойство воздуха изменять свою плотность при изменениях давления и температуры.

В потоке, обтекающем самолет, изменения давления пропорциональны скоростному напору $\Delta p = \beta \rho V^2/2$, где β — коэффициент пропорциональности.

Одновременно изменение давления можно рассматривать как некоторое возмущение среды и определить из формулы скорости звука:

$$\Delta p = a^2 \Delta \rho.$$

Составим и решим систему уравнений:

$$\Delta p = \beta \rho V^2/2; \quad \Delta p = a^2 \Delta \rho.$$

Так как левые части уравнений равны, то можно записать

$$\beta \rho V^2/2 = a^2 \Delta \rho.$$

Умножая полученное уравнение на $1/a^2 \rho$, получим:

$$\frac{\Delta p}{\rho} = (\beta V^2)/(2a^2) = (\beta/2) \left(\frac{V}{a}\right)^2.$$

Относительное изменение плотности представляет собой отношение изменения плотности к ее новому значению и называется сжатием $s = \frac{\Delta \rho}{\rho}$. После соответствующей подстановки получим: $s = (\beta/2) (V/a)^2$.

Таким образом, величина сжатия зависит от отношения скорости потока к скорости звука. Это отношение называют числом Маха и считают критерием сжимаемости потока $M = V/a$. Чем больше скорость потока, тем больше сжимаемость воздуха, увеличение же скорости звука приводит к уменьшению сжимаемости. Подтвердим этот теоретический вывод следующими рассуждениями. В полете самолет раздвигает воздух и одновременно вызывает его сжатие. При малых скоростях полета V_1 возмущения, вызванные движением самолета, значительно его опережают, воздух успевает раздвинуться и «приспособиться» к обтеканию самолета, сжатие при этом незначительно (рис. 3.1, а). При больших скоростях полета V_2 созданные самолетом возмущения не могут значительно его опередить. Резкое столкновение самолета

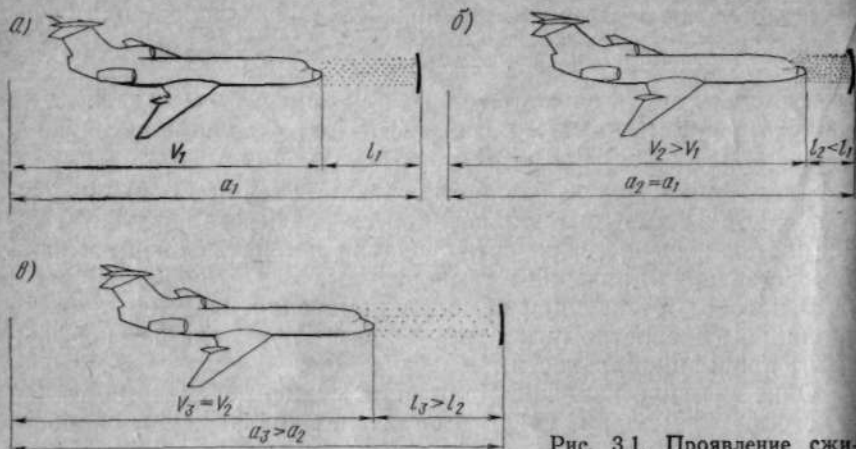


Рис. 3.1. Проявление сжимаемости воздуха в полете

с невозмущенной средой вызывает сильное сжатие воздуха (рис. 3.1, б).

Повышение температуры воздуха приводит к увеличению скорости звука ($a_2 > a_1$). Область возмущения между самолетом и фронтом звуковой волны увеличивается ($l_3 > l_2$), а сжатие воздуха уменьшается (рис. 3.1, в).

Таким образом, проявление свойства сжимаемости воздуха в полете находится в прямой зависимости от скорости движения самолета и в обратной от скорости звука (скорости распространения возмущений), т. е. зависит от числа Маха. Если $M < 0,4$, то сжимаемостью воздуха можно пренебречь. При $M > 0,4$ сжимаемость воздуха следует учитывать.

С увеличением высоты полета скорость звука уменьшается. Следовательно, при той же скорости полета значение числа Маха увеличивается:

$$M_H = V/a_H,$$

где M_H — число Маха полета на высоте;

V — скорость полета;

a_H — скорость звука на высоте H .

Законы движения сжимаемого потока. Для неразрывности струйки сжимаемой жидкости (газа) необходимо, чтобы массовый расход через все ее сечения был постоянным $Q_m = \rho VS = \text{const}$.

Масса жидкости (газа), протекающей за 1 с через единицу площади поперечного сечения струйки, называется удельным расходом.

$$Q_{yx} = Q_m/S = (\rho VS)/S = \rho V,$$

где S — площадь поперечного сечения струйки.

Так как $Q_m = \text{const}$, то можно записать $\rho V = \text{const}/S$; $Q_{yx} = \text{const}/S$.

Таким образом, уравнение неразрывности показывает, что при установившемся движении сжимаемого потока удельный расход обратно пропорционален площади поперечного сечения струйки.



Рис. 3.2. Точка полного торможения (критическая) потока

Уравнение Бернулли представляет собой приложение закона сохранения энергии к струйке сжимаемой жидкости (газа) и имеет несколько форм.

1. Механическая форма уравнения Бернулли устанавливает зависимость между давлением и скоростью потока

$$(V^2/2) + \left(\frac{z}{x-1}\right) (p/\rho) = \text{const}.$$

2. Температурная форма уравнения Бернулли устанавливает зависимость между температурой и скоростью потока

$$\frac{V^2}{2} + \frac{z}{z-1} RT = \text{const}.$$

Для воздуха $k=1,41$; $R=287,14$ Дж/кг·К, поэтому температурная форма уравнения Бернулли приобретает вид: $V^2 + 2000T = \text{const}$.

Применение закона Бернулли к определению параметров заторможенного потока. Критической называется точка O , в которой $V_0=0$, т. е. поток полностью затормаживается (рис. 3.2). Все параметры потока в критической точке будем обозначать с индексом «0» и называть параметрами торможения: T_0 — температура торможения, p_0 — давление торможения. Параметры потока вдали от тела не имеют индекса.

1. Определим температуру торможения, для чего запишем уравнение Бернулли для двух сечений потока, одно из которых расположено вдали от тела, а второе проходит через критическую точку:

$$V^2 + 2000T = V_0^2 + 2000T_0; \quad V^2 - V_0^2 = 2000(T_0 - T).$$

Скорость потока в критической точке $V_0=0$, поэтому $V^2 = 2000(T_0 - T)$.

Разность температур $T_0 - T = \Delta T$ называется динамическим приростом температуры.

После подстановки ΔT получим: $V^2 = 2000 \Delta T$; $\Delta T = (V^2/2000)$. Следовательно, динамический прирост температуры пропорционален квадрату скорости потока. Температура торможения определяется как

$$T_0 = T + \Delta T = T + (V^2/2000).$$

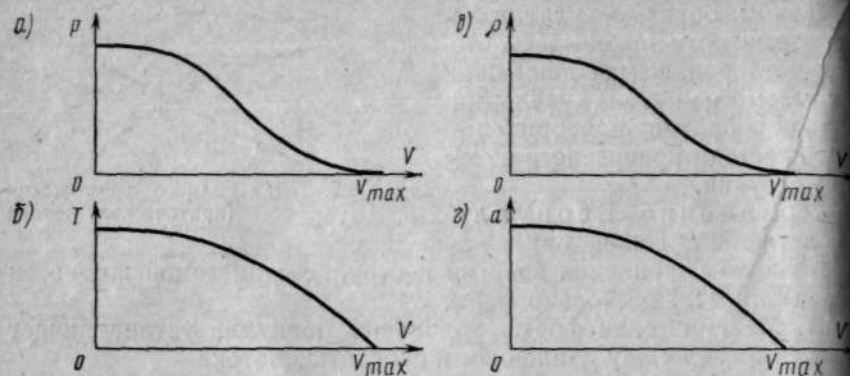


Рис. 3.3. Изменение параметров потока при увеличении скорости

2. Определим давление торможения вначале без учета сжимаемости воздуха, для чего запишем уравнение Бернулли для тех же двух сечений:

$$p + (\rho V^2/2) = p_0 + (\rho V_0^2/2); \quad (\rho V^2/2) - (\rho V_0^2/2) = p_0 - p.$$

Разность $(p_0 - p)$ обозначается Δp и называется динамическим приростом давления.

В критической точке $V_0 = 0$; $\frac{\rho V_0^2}{2} = 0$, поэтому динамический прирост давления пропорционален скоростному напору потока вдали от тела $\Delta p = \rho V^2/2$.

С учетом этого получим выражение для определения давления торможения несжимаемого потока: $p_0 = p + (\rho V^2/2)$.

Давление торможения с учетом сжимаемости будет иметь вид:

$$\Delta p = (\rho V^2/2) (1 + \epsilon),$$

где $\epsilon = \frac{M^2}{4}$ — поправка на сжимаемость.

$$\text{Тогда } p_0 = p + \frac{\rho V^2}{2} [1 + (M^2/4)].$$

2. Сверхзвуковое течение газа

Изменение параметров газа при непрерывном адиабатическом увеличении скорости потока. Увеличение скорости потока V означает увеличение его кинетической энергии. При адиабатическом течении это возможно только за счет энергии давления и внутренней энергии. Поэтому при адиабатическом увеличении скорости потока давление p и температура T уменьшаются (рис. 3.3, а, б). Как только вся потенциальная энергия потока преоб-

разуется в кинетическую (истечение в вакуум), скорость потока достигает максимально возможного (предельного) значения V_{\max} , а давление и температура станут равными нулю ($p=0$; $T=0$). Максимальная скорость теоретически является физическим пределом (математической абстракцией), но близкие к ней скорости могут быть получены при истечении газов из сопла ракеты, летящей в космическом пространстве.

Давление падает интенсивнее, чем температура. Поэтому непрерывное увеличение скорости сопровождается адиабатическим расширением потока, уменьшением его плотности ρ (рис. 3.3, в).

Из-за понижения температуры уменьшается и скорость звука, так как $a = \sqrt{\gamma RT}$.

Зависимость скорости звука от скорости потока

$$a = \sqrt{[(\gamma - 1)/2] (V_{\max}^2 - V^2)}$$

может быть представлена графически (рис. 3.3, г). При $V = V_{\max}$ (истечения в вакуум) скорость звука становится равной нулю, так как в вакууме звук распространяться не может.

Следовательно, можно сделать вывод, что при непрерывном адиабатическом увеличении скорости потока V все остальные параметры p , T , ρ , a уменьшаются.

Понятие о критической скорости течения. Если построить графики изменения скорости потока и скорости звука вдоль потока, то они пересекутся. Это означает, что в некотором сечении $x_{кр}$ скорость потока становится равной местной скорости звука (рис. 3.4).

Скорость потока, равная местной скорости звука, называется критической a_* , сечение потока, в котором он достиг критической скорости, также критическим. Критическое сечение делит поток на дозвуковой и сверхзвуковой.

Форма потока, непрерывно увеличивающего скорость. По зависимости $\rho = f(V)$ (рис. 3.5, а) определим удельный расход при скоростях V_1 , V_2 и V_3 . С увеличением скорости удельный расход сначала увеличивается, затем уменьшается $\rho_1 V_1 < \rho_2 V_2 > \rho_3 V_3$. Наибольший удельный расход имеет место при критической скорости $V = a_*$ (рис. 3.5, б).

Уравнение неразрывности для сжимаемого потока устанавливает обратную зависимость между удельным расходом и площадью поперечного сечения потока: $\rho V = \text{const}/S$; $S = \text{const}/(\rho V)$. Следовательно, для непрерывного увеличения скорости потока

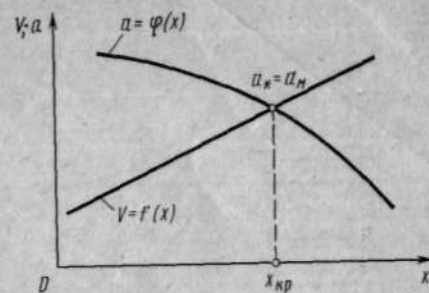


Рис. 3.4. К понятию о критической скорости потока

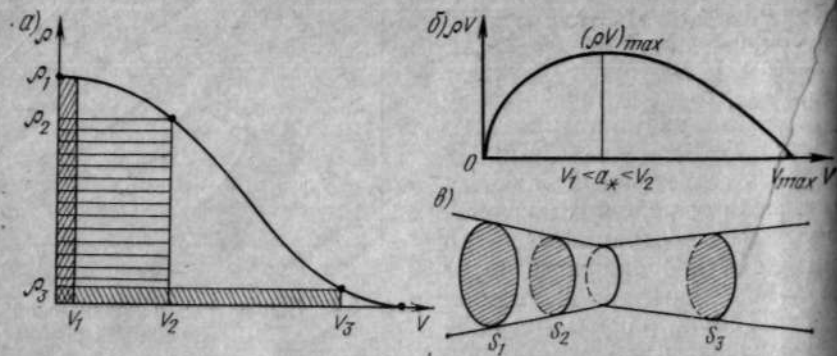


Рис. 3.5. Форма потока, непрерывно увеличивающего скорости: а — определение удельного расхода; б — зависимость $\rho V = f(V)$; в — определение формы потока

его сечения необходимо сначала уменьшить, затем увеличить (рис. 3.5, в) $S_1 > S_2 < S_3$.

Сопло Лавала. Такая форма потока была впервые найдена в 80-х годах прошлого века шведским инженером К. Лавалем и применена в соплах паровой турбины. Сопло Лавала дает возможность получать сверхзвуковые скорости только за счет преобразования потенциальной энергии потока в кинетическую, без подвода энергии извне.

В настоящее время оно очень широко применяется в технике: в турбинах, сверхзвуковых аэродинамических трубах, реактивных двигателях.

Сопло Лавала 1 представляет собой насадок переменного сечения (рис. 3.6). При достаточно большом перепаде давлений поток, протекающий в конфузоре (сужающейся части) 3, разго-

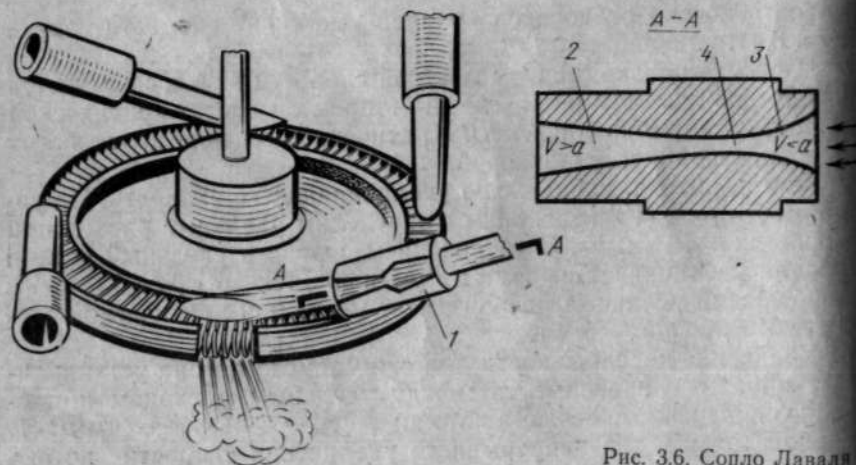


Рис. 3.6. Сопло Лавала

няется и в самом узком критическом сечении 4 его скорость достигает значения местной скорости звука. После критического сечения поток становится сверхзвуковым. В диффузоре (расширяющейся части сопла) 2 скорость продолжает увеличиваться, так как при адиабатическом расширении потенциальная энергия потока преобразуется в кинетическую.

3. Обтекание тел сверхзвуковым потоком

Распространение малых возмущений в потоке воздуха. Все возмущения в сверхзвуковом потоке локализируются в пределах конической волны. Чтобы убедиться в этом, нужно изучить характер распространения возмущений в потоке воздуха, вызванных точечным источником возмущения, который последовательно занимает положения 1, 2, 3, 4, 5, вызывая на себя поток воздуха (рис. 3.7).

Если скорость потока равна нулю, то возмущения распространяются в виде сферических волн, центр которых остается в некоторой постоянной точке А (рис. 3.7, а).

При скорости потока $0 < V < a$ центр сферических волн возмущения смещается по потоку, но граница возмущений проходит еще впереди источника возмущения (рис. 3.7, б).

Когда скорость потока $V = a$, центр сферических волн смещается по потоку так, что концентрация возмущений происходит на поверхности, проходящей через источник возмущения перпендикулярно к потоку (рис. 3.7, в).

Наконец, если скорость потока $V > a$, центр возмущений смещается по потоку так, что источник возмущений оказывается перед границей возмущения. Концентрация возмущений происходит на некоторой конической поверхности, называемой конусом возмущений (рис. 3.7, г). Образующая этого конуса называется линией Маха.

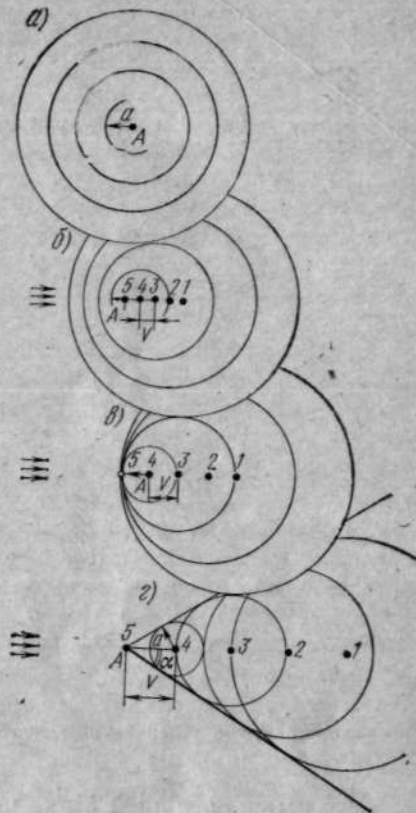


Рис. 3.7. Распространение малых возмущений в потоке воздуха

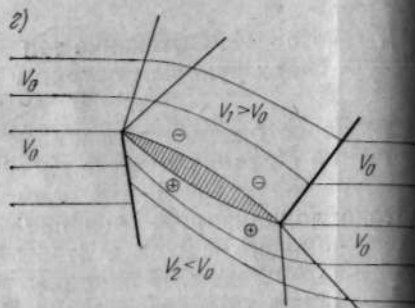
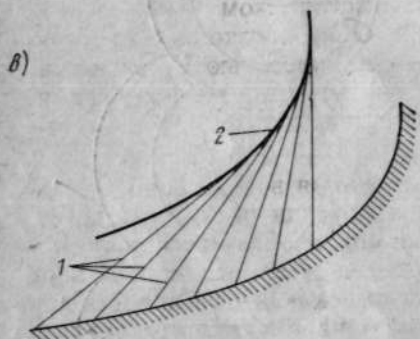
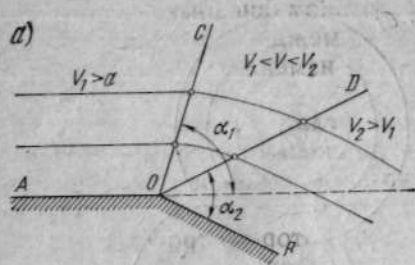


Рис. 3.8. Сверхзвуковое обтекание: а — внешнего тупого угла; б — внутреннего тупого угла; 1 — вогнутой криволинейной поверхности; 2 — профиля крыла

Угол между линией Маха и направлением потока называется углом Маха. Его значение зависит от числа M потока $\sin \alpha = (a/V) = (1/M)$; $\alpha = \arcsin(1/M)$.

Чем больше число M потока, тем меньше угол возмущений. Практически источником малых возмущений могут стать риска, малый бугорок или другая неровность на обтекаемой поверхности.

✓ **Обтекание внешнего тупого угла.** Вдоль стенки AO (рис. 3.8, а) сверхзвуковой поток движется с постоянной скоростью $V_1 > a$. Вершина тупого угла, точка O , является источником возмущений и создает в этом потоке линию возмущений OC . На этой линии поток начинает плавно изменять скорость.

Вдоль стенки OB поток движется с некоторой, тоже постоянной, скоростью $V_2 > V_1$, так как площадь поперечного сечения сверхзвукового потока увеличилась. Вершина тупого угла, точка O , служит источником возмущений и в потоке со скоростью V_0 создавая в нем линию возмущений OD , на которой завершается изменение скорости потока.

Углы наклона линий возмущений $\alpha_1 = \arcsin(1/M_1)$; $\alpha_2 = \arcsin(1/M_2)$. Так как $M_2 > M_1$, следовательно $\alpha_1 > \alpha_2$.

При обтекании сверхзвуковым потоком внешнего тупого угла возникают две линии возмущений, между которыми поток расширяется и непрерывно (плавно) изменяет направление и увеличивает скорость.

✓ **Обтекание внутреннего тупого угла.** Стенка OB (рис. 3.8, б) является препятствием для движения потока, поэтому происходит его торможение, при котором плавное уменьшение скорости невозможно. В вершине внутреннего тупого угла возникает скачок уплотнений, на поверхности которого происходит резкое изменение направления потока и его скорости.

Это можно доказать следующим образом. Вершина внутреннего тупого угла, точка O , являясь источником возмущений, должна создавать линию возмущений OC в потоке со скоростью V_1 и линию возмущений OD в потоке со скоростью V_2 . Углы наклона линий возмущений будут описываться теми же формулами, что и при обтекании внешнего тупого угла, только в этом случае $M_1 > M_2$. Следовательно, $\alpha_2 > \alpha_1$.

Выполнив построение, увидим, что линия возмущений OC попала в поток со скоростью V_2 , а линия возмущений OD — в поток со скоростью V_1 , что физически невозможно. Следовательно, непрерывное (плавное) изменение скорости сверхзвукового потока при обтекании внутреннего тупого угла исключено. Скорость потока изменяется резко (скачкообразно) на некоторой поверхности, расположенной между линиями возмущений. Эту поверхность принято называть скачком уплотнения, так как скачкообразное уменьшение скорости сопровождается скачкообразным увеличением температуры, давления и плотности.

✓ **Обтекание вогнутой криволинейной поверхности.** При обтекании сверхзвуковым потоком вогнутой криволинейной поверхности отдельные ее точки создают очень слабые возмущения 1, линии которых пересекаются на некотором расстоянии от поверхности (рис. 3.8, в). В точках пересечения возникает достаточно сильное возмущение потока в форме криволинейного скачка 2. Проходя через криволинейный скачок уплотнения, поток резко (скачкообразно) изменяет свои параметры: уменьшает скорость, увеличивает давление, плотность, температуру.

✓ **Обтекание профиля крыла.** Обтекание сверхзвукового профиля крыла сверхзвуковым потоком складывается из обтекания внешних и внутренних тупых углов (рис. 3.8, г).

Струйка, обтекающая профиль крыла сверху, у передней кромки поворачивается на внешний тупой угол и увеличивает скорость, а у задней — на внутренний тупой угол и уменьшает скорость.

Струйка, обтекающая профиль снизу, у передней кромки тормозится из-за поворота на внутренний тупой угол, а у задней кромки увеличивает свою скорость, так как поворачивает на внешний тупой угол.

Над профилем скорость $V_1 > V_0$, под профилем $V_2 < V_0$, в результате чего возникает разность давлений, и профиль создает подъемную силу.

Физическая сущность скачков уплотнения. Тело, обтекаемое потоком воздуха, является совокупностью множества точечных источников возмущений. В сверхзвуковом потоке слабые возмущения точечных источников — конусы возмущений — суммируются, создавая более сильное возмущение среды — ударную волну.

Скорость движения ударной волны значительно больше скорости звука. Поэтому ударная волна перемещается против сверхзвукового потока. Отходя от тела, она ослабевает, и скорость ее движения уменьшается. Как только скорость движения ударной волны V_1 станет равной скорости набегающего на тело сверхзвукового потока V_1 , она остановится. Такая остановленная относительно потока ударная волна и называется скачком уплотнения (рис. 3.9). Следовательно, скачок уплотнения представляет собой границу возмущений, вызванных телом. Его можно рассматривать как некоторую поверхность разрыва, на которой происходит резкое (скачкообразное) изменение всех параметров потока.

Толщиной скачка считается расстояние между двумя сечениями потока, при прохождении которого поток изменяет свои параметры. Толщина скачка очень мала, она равна примерно удвоенной длине свободного пробега молекул: $\delta = 10^{-5} \div 10^{-6}$ см. Поэтому можно считать, что изменение параметров потока происходит мгновенно.

При прохождении через скачок уплотнения сверхзвуковой поток теряет часть своей кинетической энергии в результате преобразования ее в энергию давления и тепловую энергию. Поэтому одновременно с резким уменьшением скорости V в скачке происходит столь же резкое повышение давления p , плотности ρ и температуры T . Процессы, происходящие в скачках, необратимы, так как часть тепловой энергии рассеивается.

Волновое сопротивление. При прохождении через скачок уплотнения часть кинетической энергии сверхзвукового потока необратимо теряется, переходя в тепло. Причиной этих потерь является так называемое волновое сопротивление. По своей природе волновое сопротивление является сопротивлением давления. Образование скачков уплотнения в сверхзвуковом потоке вызывает перераспределение давлений по профилю крыла.

За головным скачком уплотнения давление резко увеличивается, и на передних скачках профиля создается повышенное давление, которое из-за увеличения скорости обтекания выпуклых поверхностей профиля убывает. В месте наибольшей толщины профиля становится равным 0, а на задних скачках профиля уже создается подсос (разрежение), возрастающий к задней кромке профиля (рис. 3.10). Проекция векторов давления этих сил на направление потока образуют дополнительную составляющую аэро-



рис. 3.9. Физическая сущность скачка

рис. 3.10. Волновое сопротивление

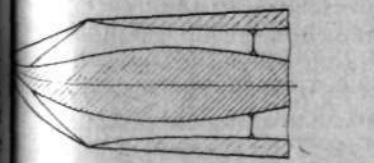
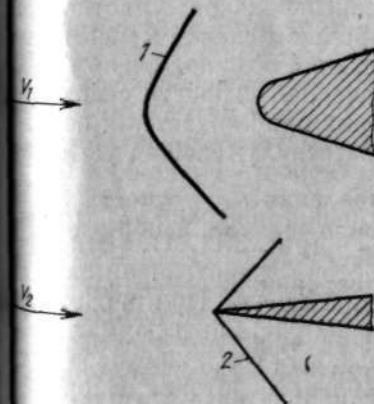
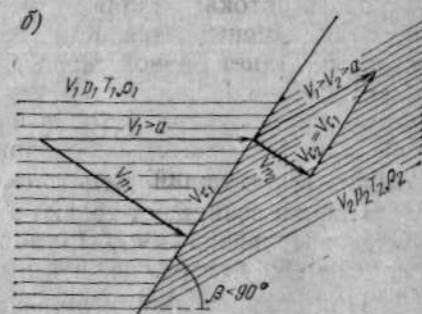
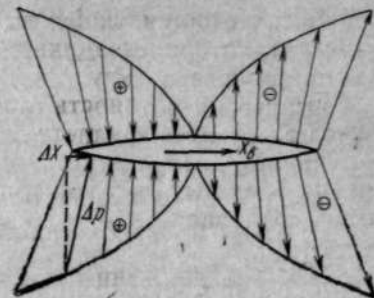
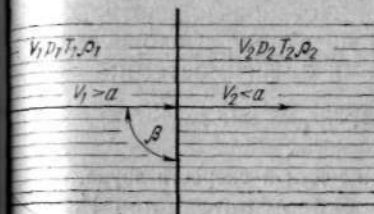


рис. 3.12. «Дробление» прямого скачка

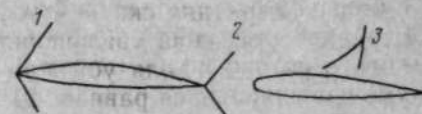


рис. 3.13. Расположение скачков уплотнения

рис. 3.11. Скачки уплотнения:
а — прямой скачок; б — косой скачок; в — формы головного скачка уплотнения; 1 — прямой отсоединенный скачок; 2 — присоединенный косой скачок

динамической силы, направленную по потоку (против движения крыла), которая называется волновым сопротивлением X_w . Величина волнового сопротивления определяется потерями кинетической энергии потока, которые при данном числе M потока зависят от формы скачка.

Форма скачка уплотнения зависит от формы обтекаемого тела и числа M сверхзвукового потока (рис. 3.11).

Прямой скачок уплотнения (рис. 3.11, а) составляет с направлением потока прямой угол $\beta=90^\circ$, поэтому направление потока при прохождении через прямой скачок уплотнения не изменяется. Но торможение потока в прямом скачке уплотнения столь значительно, что скорость за ним становится дозвуковой.

Соотношение между скоростью V_1 до скачка и скоростью V_2 после скачка определяется следующими зависимостями:

$$V_1 V_2 = a_*^2 \quad \text{или} \quad V_2 = a_*^2 / V_1,$$

где a_* — критическая скорость потока, равная местной скорости звука.

Скачки возникают только в сверхзвуковом потоке при $V_1 > a_*$. Следовательно, $V_2 < a_*$. Прямой скачок уплотнения является границей между сверхзвуковой и дозвуковой частью потока.

При сравнительно небольшой сверхзвуковой скорости потока перед телом с тупой передней кромкой на некотором расстоянии от него образуется прямой отсоединенный скачок уплотнения. Потери кинетической энергии потока в таком скачке максимальны. Поэтому прямые отсоединенные скачки создают очень большое волновое сопротивление. С увеличением скорости сверхзвукового потока прямой скачок уплотнения приближается к передней кромке тела и начинает «складываться», уменьшая угол наклона.

Косым называется скачок уплотнения, поверхность которого наклонна к потоку, т. е. угол $\beta < 90^\circ$ (рис. 3.11, б). В косом скачке потери кинетической энергии потока значительно меньше, чем в прямых, и зависят от угла наклона скачка. При прохождении потока через косой скачок уменьшается только нормальная составляющая скорости V_n , а касательная V_t сохраняет свое значение. Это вызывает изменение направления потока. Скорость после косого скачка может остаться сверхзвуковой.

Волновое сопротивление, создаваемое косыми скачками, значительно меньше. Образуются косые скачки уплотнения в потоке с большой сверхзвуковой скоростью при обтекании тел с острой передней кромкой. Форма скачка зависит от скорости сверхзвукового потока и формы обтекаемого тела (рис. 3.11, в). Для уменьшения волнового сопротивления сверхзвуковых самолетов предусматривают «дробление» прямых скачков, т. е. замену системой косых скачков. Для этого делают острыми переднюю кромку крыла, оперения, устанавливаются выдвижные кону-

на входе в двигатели (рис. 3.12) и профилированные иглы перед фюзеляжем.

По расположению относительно обтекаемого тела скачки уплотнения делятся на головные 1 (рис. 3.13), которые возникают при $V > a$ из-за торможения потока перед телом; хвостовые 2, которые возникают от соударения двух непараллельных потоков; местные 3, которые замыкают местные сверхзвуковые зоны, возникающие при дозвуковых скоростях полета.

4. Волновой кризис

Понятие о критическом числе Маха. Наименьшая скорость дозвукового полета, при которой где-либо в потоке, обтекающем самолет, появляются скорости, равные скорости звука, называется критической скоростью полета $V_{кр}$, а соответствующее ей число Маха полета — критическим M_* . При M_* наступает очень опасное явление, называемое волновым кризисом.

Академик С. А. Христианович установил зависимость M_* от величины разрежений над крылом и показал, что M_* зависит от геометрических характеристик профиля крыла. Чем больше \bar{c} и \bar{f} профиля, тем больше разрежение над крылом и меньше M_* .

Для каждого самолета критическое число Маха имеет вполне определенное постоянное значение. Так, например, для самолета Ту-154 $M_* = 0,88$, а для Ан-24 $M_* = 0,7$. Критическая скорость полета $V_{кр}$, которая для самолета является максимально допустимой, непостоянна и зависит от высоты полета.

$$V_{\max H} = V_{кр} = M_* a_H,$$

где $V_{\max H}$ — максимально допустимая скорость полета на высоте H ;
 a_H — скорость звука на высоте H .

Чем больше высота полета, тем раньше (при меньшей скорости полета) скорость течения достигает значения местной скорости звука, и наступает волновой кризис.

Для измерения числа M полета на всех скоростных самолетах, совершающих полет на большой высоте, в соответствии с требованиями ИКАО (Международной организации гражданской авиации) установлены специальные приборы — указатели числа M (МС-1). Критическое число M для данного самолета отмечено на шкале прибора красной чертой. При приближении стрелки к этой черте загорается сигнальная лампа.

Физическая сущность волнового кризиса. Струйки потока при обтекании самолета деформируются. Поэтому местные скорости движения воздуха над крылом, фонарем кабины и другими надстройками значительно превышают скорость полета (рис. 3.14).

Так, струйка, обтекающая профиль крыла, сначала уменьшает площади поперечных сечений, затем увеличивает. Ее продольный разрез напоминает сопло Лавала. При достаточно большой



Рис. 3.14. Волновой кризис

скорости полета, скорости воздуха в наименьшем (критическом) сечении струйки достигают местной скорости звука (рис. 3.14, а). Если соединить критические сечения струек, в которых скорость достигает значения местной скорости звука, получим «звуковую линию» 1.

При $V > V_{кр}$ и числе Маха полета больше M_* на крыле образуется уже местная сверхзвуковая зона, которая начинается от звуковой линии и замыкается местным скачком уплотнения 2. Объясняется это тем, что скорость полета самолета меньше скорости звука, и за крылом скорость потока тоже становится дозвуковой. Переход же от сверхзвуковых скоростей к дозвуковым возможен только через скачок уплотнения.

✓ Так как местный скачок уплотнения — прямой, перпендикулярный струйкам, то скорость потока за ним становится дозвуковой. Иногда из-за утолщения пограничного слоя при переходе от ламинарного течения к турбулентному образуется дополнительный косой скачок уплотнения (как при обтекании внутреннего тупого угла), который соединяется с местным прямым скачком уплотнения, образуя лямбдаобразный скачок (рис. 3.14, б).

Явление образования в общем дозвуковом потоке, обтекающем самолет, местных сверхзвуковых зон и местных скачков уплотнения называется волновым кризисом.

Последствия волнового кризиса. Волновой кризис качественно изменяет обтекание крыла и вызывает перераспределение давлений по его профилю (рис. 3.15, а), в результате чего изменяется величина аэродинамических коэффициентов, перемещается

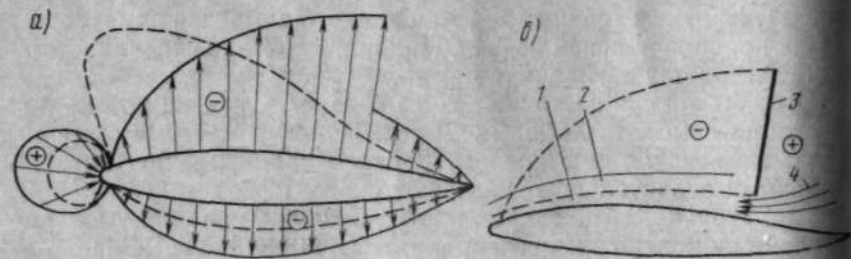


Рис. 3.15. Перераспределение давлений по профилю крыла при волновом кризисе и волновой срыв потока

центр давления, нарушаются равновесие, устойчивость и управляемость самолета. Из-за продольных колебаний скачка уплотнения (смещений вперед и назад) и волнового срыва потока возникают вибрации.

Волновой срыв потока развивается в результате взаимодействия местного скачка уплотнения с пограничным слоем (рис. 3.15, б). В местной сверхзвуковой зоне пограничный слой делится на две части — дозвуковую 1 и сверхзвуковую 2. Дозвуковая часть пограничного слоя отделяет скачок 3 от поверхности крыла. Из-за разности давлений за и перед скачком в дозвуковой части пограничного слоя возникают обратные течения 4.

Это вызывает набухание пограничного слоя и его отрыв от поверхности крыла. Волновой срыв потока, воздействуя на оперение самолета, вызывает опасные колебания, называемые скоростным бафтингом.

Волновой кризис — явление очень опасное и допускать его в полете нельзя.

5. Влияние сжимаемости потока на аэродинамические коэффициенты

Проявление сжимаемости потока вызывает изменение обтекания тела потоком воздуха и распределения давлений по профилю крыла, вследствие чего изменяются аэродинамические коэффициенты.

Зависимости аэродинамических коэффициентов прямого крыла достаточно большого удлинения при постоянном угле атаки от числа M (критерия сжимаемости потока) приведены на рис. 3.16. На них можно выделить характерные участки, соответствующие следующим особенностям обтекания крыла:

0 — 1 — ($M = 0 \div 0,4$). Коэффициент $C_{ya} = \text{const}$, так как сжимаемость потока при $V < 0,4 a$ не проявляется.

1 — 2 — ($M = 0,4 \div M_*$), коэффициент C_{ya} увеличивается, так как из-за проявления сжимаемости увеличивается зона разрежения над крылом.

2 — 3 — ($M = M_* \div 0,8$). При $M = M_*$ происходит резкое увеличение коэффициента C_{ya} из-за образования местной сверхзвуковой зоны и понижается давление над крылом. Увеличение коэф-

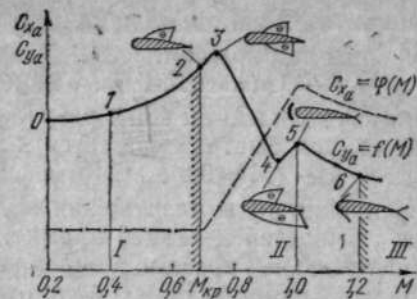


Рис. 3.16. Зависимость аэродинамических коэффициентов от числа Маха

коэффициента C_{ya} продолжается до появления местной сверхзвуковой зоны под крылом.

3—4— ($M=0,8 \div 0,9$). Уменьшение коэффициента C_{ya} связано с увеличением зоны разрежения под крылом, так как нижний скачок быстро смещается к задней кромке профиля.

4—5— ($M=0,8 \div 1$). Коэффициент C_{ya} увеличивается из-за увеличения зоны разрежения над крылом, так как верхний скачок смещается к задней кромке. При $M=1$ верхний скачок достигает задней кромки, а перед крылом образуется головной прямой отсоединенный скачок уплотнения.

5—6— ($M=1 \div 1,2$). По мере увеличения сверхзвуковой скорости головной скачок уплотнения приближается к передней кромке крыла, приобретая форму косого скачка. Коэффициент C_{ya} несколько уменьшается, так как расширение потока после головного скачка под крылом протекает интенсивнее, чем над крылом.

На кривой зависимости $C_{xa} = \varphi(M)$ можно выделить следующие области:

0—1, соответствует числам $M=0 \div 0,4$, при которых сжимаемость потока не проявляется и коэффициент C_{xa} остается постоянным.

1—2 ($M=0,4 \div M_*$). Медленное увеличение коэффициента C_{xa} происходит из-за увеличения зоны повышенного давления перед крылом.

2—5— ($M=M_* = 1$). Резкое увеличение коэффициента лобового сопротивления происходит из-за появления волнового сопротивления; коэффициент $C_{xa \max}$ создается при числе $M=1$, при появлении головного прямого отсоединенного скачка.

5—6— ($M=1 \div 1,2$). Коэффициент C_{xa} уменьшается из-за уменьшения волнового сопротивления: прямой отсоединенный скачок приближается к профилю и при числе $M=1,2$ становится косым присоединенным скачком.

Диапазоны скоростей полета. В зоне дозвуковых скоростей I ($M=0 \div M_*$) проявление сжимаемости начинается при $M > 0,4$ и выражается в увеличении зон разрежения, что и приводит к плавному увеличению коэффициентов C_{ya} и C_{xa} . Никаких разрывов в потоке нет.

Влияние сжимаемости на коэффициент C_{ya} определяется по теории С. А. Христиановича: $C_{ya \text{ сж}} = C_{ya \text{ не сж}} / \sqrt{1 - M^2}$.

Зона смешанных (трансзвуковых) скоростей II ($M \div 1,2$) начинается с появления местных скачков уплотнения. Полет на трансзвуковой скорости характеризуется смешанным режимом обтекания. До скачка скорость потока сверхзвуковая, за скачком — дозвуковая.

Зона сверхзвуковых скоростей III начинается с числа $M > 1,2$, когда головной скачок присоединяется к профилю

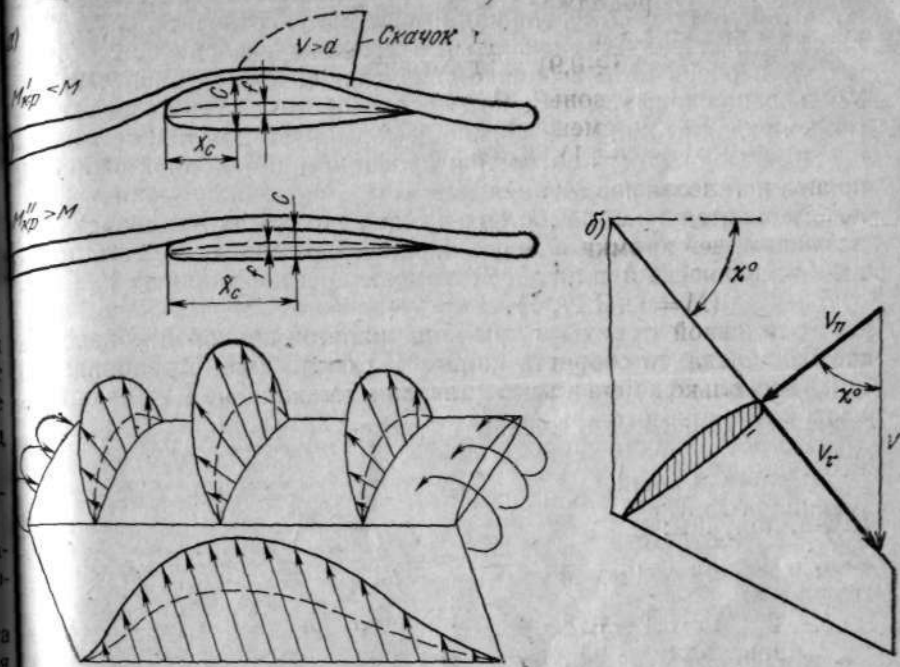


Рис. 3.17. Преодоление волнового кризиса:

а—скоростной профиль; б—эффект скольжения стреловидного крыла; в—торцовый эффект

превращаясь в косой скачок уплотнения. Потери энергии в скачке уменьшаются, скорости за ним остаются сверхзвуковыми.

Зона гиперзвуковых скоростей соответствует числам $M > 5$. При гиперзвуковом обтекании головной скачок уплотнения имеет очень большой наклон и почти прижат к обтекаемой поверхности. Это вызывает его взаимодействие с пограничным слоем. В результате происходит значительный рост температуры вблизи поверхности тела и изменяются физические и химические свойства воздуха.

Преодоление волнового кризиса. Зависимости $C_{ya} = f(M)$ и $C_{xa} = \varphi(M)$ наглядно показывают, что наиболее резкое изменение аэродинамических коэффициентов имеет место в области трансзвуковых скоростей и связано с явлением волнового кризиса.

Для увеличения максимальной скорости полета дозвуковых самолетов и безопасного разгона от $V < a$ до $V > a$ сверхзвуковых самолетов необходимо увеличивать число M_* и смягчать волновой кризис. Достигается это применением скоростных профилей крыла и уменьшением его углов атаки, увеличением стреловидности крыла и уменьшением его удлинения (рис. 3.17).

Скоростные профили значительно меньше деформируют поток, чем обычные, так как имеют малую относительную толщину $\bar{c} < 8\%$; малую кривизну $\bar{f} < 2\%$, большую абсциссу $\bar{x}_c = 40 \div 50\%$ и очень малый радиус закругления носка (рис. 3.17, а). Уменьшению деформации потока способствует также полет на малых углах атаки. Чем меньше деформируется поток, тем меньше местные скорости обтекания профиля при заданной скорости полета и тем больше M_* .

Увеличение стреловидности крыла усиливает так называемый эффект скольжения, за счет которого скорость потока V раскладывается на две составляющие: нормальную V_n и касательную V_τ (рис. 3.17, б).

Если на стреловидном крыле начинается волновой кризис, то это означает, что скорость полета V стала для стреловидного крыла критической, а ее нормальная составляющая V_n — критической для прямого крыла: $V = V_{кр.стр}$; $V_n = V_{кр.пр}$.

Из треугольника скоростей следует: $V_n/V = \cos \alpha$; $V_{кр.пр}/V_{кр.стр} = \cos \alpha$.

Разделив числитель и знаменатель левой части на скорость звука, получим:

$$\frac{V_{кр.пр}/a}{V_{кр.стр}/a} = \cos \alpha; \quad \frac{M_{*пр}}{M_{*стр}} = \cos \alpha$$

$\cos \alpha < 1$, следовательно, $M_{*стр} > M_{*пр}$.

Стреловидное крыло не только увеличивает $M_{кр}$, но и смягчает волновой кризис. Изменение аэродинамических коэффициентов, связанное с волновым кризисом, происходит у стреловидного крыла менее резко, поэтому стреловидность крыла значительно улучшает устойчивость и управляемость самолета в условиях волнового кризиса, делая разгон самолета безопасным.

Недостатками стреловидного крыла являются: большая масса; малая жесткость на кручение, что может привести к снижению эффективности элеронов и обратному их действию (реверс элеронов); малая несущая способность из-за того, что в создании $C_{y\alpha}$ участвует не вся скорость потока, а только ее нормальная составляющая; меньшая эффективность механизации. К недостаткам стреловидного крыла нужно отнести и его склонность к ковцевому срыву потока, для предотвращения которого используются геометрическая крутка, уменьшающая установочные углы на концах крыла, установка более несущих профилей на конце крыла (аэродинамическая крутка), аэродинамические гребни, концевые предкрылки, запылы и «зубцы» передней кромки.

Уменьшение удлинения крыла усиливает торцовый эффект. Он распространяется на большую часть поверхности крыла, и разрежения над крылом уменьшаются (рис. 3.17, в). Это приводит к более позднему по скорости появлению местных скачков уплотнения, т. е. к увеличению $M_{кр}$.

Крылья малого удлинения обладают достаточной прочностью и жесткостью даже при использовании очень тонких профилей. На аэродинамические характеристики крыла малого удлинения большое влияние оказывает форма в плане. Так, например, треугольное крыло соединило в себе преимущества большой стреловидности и малого удлинения для увеличения $M_{кр}$ и уменьшения волнового сопротивления. Кроме того, они менее чувствительны к порывам ветра, обеспечивают стабильное положение фокуса при разгоне самолета от дозвуковых до сверхзвуковых скоростей. Их недостатками являются большое индуктивное сопротивление, большое значение $\alpha_{кр}$ и малая несущая способность. Поэтому для обеспечения хороших взлетно-посадочных характеристик самолета крылья малого удлинения должны иметь мощную механизацию. Удлинение $\lambda = 2,5 \div 3$ считается малым.

6. Аэродинамические формы скоростного самолета

Выбор форм скоростного самолета направлен на увеличение критического числа Маха всех его частей (крыла, фюзеляжа, оперения, гондол двигателя и т. д.) и самолета в целом, а также на улучшение характеристик устойчивости и управляемости.

Крыло. Наиболее рациональными профилями крыла скоростного самолета являются профили с малым радиусом закругления носка, относительными толщиной $\bar{c} = 8 \div 9\%$, кривизной $f = 0 \div 2\%$, симметричные или близкие к ним, у которых наибольшая толщина расположена на 45—50% хорды от ребра атаки.

Уменьшение толщины и кривизны профиля крыла ограничивается аэродинамическими и конструктивными соображениями. У профилей малой кривизны величина коэффициента $C_{y\alpha}$ мала, что приводит к нежелательному увеличению посадочной скорости. Малая строительная высота тонких профилей затрудняет размещение в крыле топливных баков, усложняет уборку шасси в крыло, утяжеляет конструкцию крыла. Для получения необходимого значения M_* применяются крылья малого удлинения, стреловидные в плане, с углами стреловидности 40—60°.

Для улучшения характеристик устойчивости создают аэродинамическую крутку; в корневых сечениях применяют профили малой кривизны и даже «перевернутые» с отрицательной кривизной, а на конце крыла более «несущие» профили. Устойчивость и управляемость увеличиваются и за счет геометрической крутки крыла, постановки аэродинамических гребней и применения других средств, устраняющих концевые срывы потока. Для обеспечения хороших взлетно-посадочных характеристик крыло снабжается мощной механизацией.

Фюзеляж выполняют тонким, с большим удлинением $\lambda_{ф} = l_{ф}/d_{ф}$, сигарообразной формы. Носовая и хвостовая части фюзеляжа обычно заостряются. Поперечные сечения фюзеляжа

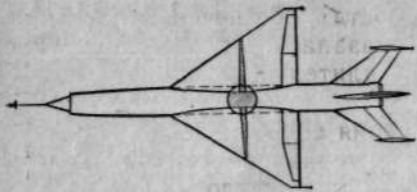


Рис. 3.18. Правило площадей

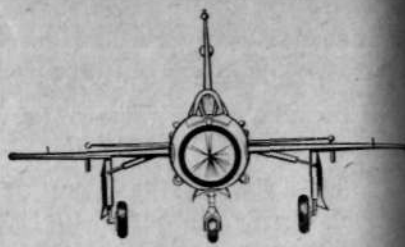


Рис. 3.19. Среднеплан

определяются в соответствии с «правилом площадей», смысл которого сводится к тому, что площадь поперечного сечения фюзеляжа в месте присоединения крыла должна быть уменьшена на величину площади сечения крыла поперечной плоскостью (рис. 3.18).

Фонарь кабины пилотов существенно деформирует поток, поэтому он не должен располагаться на месте наибольшей толщины фюзеляжа. Стараясь фонарь вписать в контуры фюзеляжа.

Оперение. Увеличение M , горизонтального и вертикального оперений достигается так же, как и крыла, применением скоростных профилей, увеличением стреловидности и уменьшением удлинения. Улучшение характеристик продольной и путевой устойчивости и управляемости обеспечивается увеличением площадей горизонтального и вертикального оперений и применением цельноповоротных стабилизаторов и килей.

Аэродинамическая компоновка. Скоростные реактивные самолеты строятся чаще всего по схеме среднепланов (рис. 3.19). Уменьшение вредного взаимного влияния частей самолета достигается размещением их таким образом, чтобы максимальная толщина профиля крыла c_{max} не находилась в одной плоскости с наибольшим сечением фюзеляжа, а максимальная толщина киля — в одной плоскости с максимальной толщиной стабилизатора. Поэтому крыло и стабилизатор скоростных самолетов относительно фюзеляжа и киля сдвинуты назад. Горизонтальное оперение относительно крыла смещают вверх или вниз.

7. Проблемы сверхзвукового полета

Безопасность. В процессе разгона сверхзвуковой самолет преодолевает волновой кризис, который резко изменяет аэродинамические силы, характеристики устойчивости и управляемости, вызывает опасные вибрации, нарушает работу пилотажных приборов. На первых сверхзвуковых самолетах волновой кризис создавал предпосылки к нарушению безопасности полета.

Чтобы преодолеть звуковой барьер при переходе от дозвукового полета к сверхзвуковому, пришлось решать проблемы: со-

здания большой тяги для преодоления резко возрастающего сопротивления при околозвуковых скоростях; обеспечения устойчивости и управляемости. Последняя оказалась наиболее трудной, и для ее разрешения потребовались длительные аэродинамические исследования.

Эффективным средством уменьшения сопротивления и улучшения характеристик устойчивости и управляемости на околозвуковых скоростях оказалось стреловидное крыло малого удлинения. Значительное снижение кризисных явлений дало применение тонких профилей ($\bar{c} = 8 \div 9\%$) малой кривизны ($\bar{f} < 2\%$). Но стреловидное крыло склонно к концевым срывам потока, и профили с острыми передними кромками этому способствуют. Для предотвращения срыва потока применяют коническую крутку крыла, механизацию передних кромок: турбулизаторы, отклоняемые носки, носовые щитки Крюгера, предкрылки, сдувание пограничного слоя.

Стабилизация положения центра давления и сохранение продольной устойчивости при переходе от дозвуковых скоростей к сверхзвуковым осуществляется применением треугольного или оживального крыла 1 и плавающего горизонтального оперения 2 в носовой части фюзеляжа (дестабилизатора) (рис. 3.20, а).

Боковая устойчивость обеспечивается увеличением площади вертикального оперения, постановкой внизу на фюзеляже вертикальных гребней или убирающихся при посадке и взлете килей 3 (рис. 3.20, б), а также переменным по размаху крыла углом поперечного «V».

Особенности обеспечения управляемости сверхзвуковым самолетом состоят в использовании рулей с дефлекторами, цельноповоротного горизонтального оперения 3, цельноповоротных килей 2, поворотного крыла 1, концевых элеронов 5, интерцепторного управления 4, газодинамического управления (рис. 3.21).

Управление сверхзвуковым самолетом значительно затрудняется из-за появления колебаний (раскачки самолета). Чтобы



Рис. 3.20. Средства обеспечения продольной устойчивости сверхзвуковых самолетов

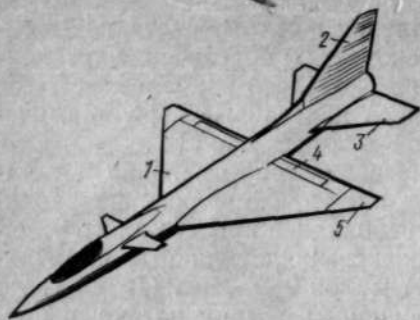


Рис. 3.21. Обеспечение управляемости сверхзвукового самолета

устранить это неприятное явление, на сверхзвуковых самолетах применяются автоматы демпфирования. Малая несущая способность стреловидных и треугольных крыльев малого удлинения вызывает необходимость создания мощной механизации крыла для решения проблемы безопасности посадки и взлета.

Экономичность. Почти 50% эксплуатационных расходов сверхзвукового самолета составляет стоимость топлива. По-

этому решение проблемы экономичности начинается с выбора двигателей.

Часовой расход топлива в полете зависит от удельного расхода c_e и тяги двигателя $c_h = c_e P_{дв}$.

В области трансзвуковых скоростей из-за появления волнового сопротивления аэродинамическое качество K самолета резко уменьшается.

Потребная для полета тяга возрастает, и появляется необходимость в значительном увеличении тяги двигателя за счет включения форсажа:

$$P_{дв} = P_{потр} = G/K,$$

где G — вес самолета, Н;
 K — аэродинамическое качество.

Форсирование двигателя связано с большим расходом топлива и поэтому отрицательно сказывается на экономичности полета, которую можно увеличить, если разгон самолета до сверхзвуковой скорости производить на достаточно больших высотах (11—12 км).

С точки зрения экономичности сверхзвукового полета, до $M=3$ целесообразно применять турбореактивные двигатели с форсажем и двухконтурные турбореактивные двигатели (ТРДФ и ДТРД), а при $M>3$ большими преимуществами обладают прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД). Очевидно, что самолеты, рассчитанные на большие сверхзвуковые скорости полета, должны иметь комбинированную силовую установку: ТРДФ и ДТРД — для осуществления взлета, набора высоты и разгона, ПВРД — для полета при $M>3$.

Второе направление в решении проблемы экономичности состоит в увеличении аэродинамического качества самолета, главным образом за счет уменьшения волнового сопротивления. Достаточная экономичность сверхзвукового самолета обеспечивается при $K>6$.

Волновое сопротивление можно существенно уменьшить выбором соответствующих аэродинамических форм. Сверхзвуковые профили с острыми кромками, выдвижные корпуса всасывающих устройств двигателей, иглы в носовой части фюзеляжа — все сделано для преобразования прямых скачков в систему косых скачков уплотнения, т. е. для уменьшения волнового сопротивления, и увеличения экономичности полета.

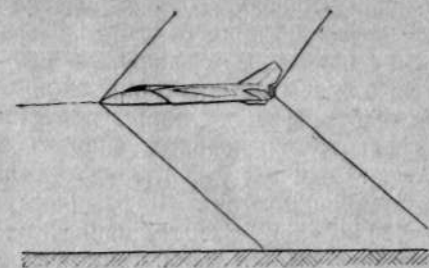


Рис. 3.22. Звуковой удар

Звуковой удар — результат взаимодействия скачка уплотнения, созданного самолетом в сверхзвуковом полете, с поверхностью земли (рис. 3.22).

Интенсивность звукового удара зависит от высоты полета самолета и его массы. Допустимой интенсивностью звукового удара считается $\Delta p = 100$ Па, такое давление создается отдаленным раскатом грома. При $\Delta p = 150$ Па разбиваются стекла, а при $\Delta p = 175 \div 190$ Па разрушаются здания.

Для уменьшения интенсивности звукового удара ограничивают скорости полета сверхзвуковых самолетов при наборе высоты и снижении и вводят ограничения нижнего предела высоты сверхзвукового полета. Например, для Ту-144 нижняя граница сверхзвукового полета установлена на высоте 10 000 — 14 000 м.

Тепловой барьер возникает вследствие нагревания конструкции самолета при сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях полета из-за: аэродинамического (кинетического) нагрева, который возникает при торможении потока в критических точках, пограничном слое и скачках уплотнения; кинетический нагрев создает основной поток тепла, действующий на конструкцию самолета; теплоизлучения, происходящего в двух направлениях; обшивка самолета воспринимает теплоизлучение Солнца, звезд, Земли и внутренних элементов конструкции и сама излучает тепло в окружающее пространство;

тепловое излучение от бортовых нагретых агрегатов (силовых установок, электронного оборудования и т. п.).

Точно определить температуру самолета и его частей можно на основе теплового баланса, учитывающего все виды тепловых потоков.

Сильное нагревание конструкции самолета вызывает:

1. Снижение прочностных характеристик материалов. При температуре 60—80°С размягчается органическое стекло, 200°С — на 50% снижается прочность дюралюминиевых сплавов; 300—350°С — разрушаются пластики, клей, уплотнения, краски,

ткани. Дальнейшее повышение температуры снижает прочность титановых сплавов и стали. Температуру 500°С выдерживают только никелевые сплавы.

2. Ухудшение антикоррозионных свойств металлов. Высокие температуры ускоряют химические реакции, вызывают появление электрохимических процессов, способствуют диссоциации молекул воздуха. В атмосфере диссоциированного воздуха металлы окисляются в 400 раз быстрее, чем обычно.

3. Изменение теплофизических свойств материалов — теплопроводности, удельной теплоемкости, коэффициента температурного расширения — может привести к появлению температурных напряжений и остаточных деформаций в элементах конструкции самолетов.

4. Нарушение работы самолетных систем и электронного оборудования, а также вредное воздействие на здоровье летного состава. Все это препятствует увеличению скоростей полета.

Современное самолетостроение располагает достаточно эффективными средствами преодоления теплового барьера, но проблема эта еще не может считаться окончательно решенной.

Для преодоления теплового барьера используют: затупление передних кромок, что приводит к отсоединению головного скачка уплотнения; температура снижается из-за уменьшения теплового потока и увеличения массы;

теплостойкие материалы в конструкции самолета: стали, титановых сплавов, никеля, бериллия и других; при очень больших скоростях будут применяться керамические материалы, а для фюзеляжа кабин — двухслойные, жаропрочные стекла;

теплоизоляционные покрытия, которые наносятся на обшивку распылением или приклеиванием или размещаются между внешней и внутренней обшивкой; теплоизоляционными материалами могут служить кремнезем, асбест, пенопласты;

теплопоглощающие покрытия («жертвенный слой») под действием высоких температур расплавляются, сублимируют или испаряются и при этом поглощают большое количество тепла, защищая от перегрева обшивку самолета;

рассеивание тепла радиацией; для этого внешняя поверхность обшивки должна иметь покрытие с коэффициентом излучения, близким к единице, а внутренняя поверхность обшивки — покрытие с коэффициентом излучения, близким к нулю;

охлаждение обшивки методом отпотевания или с помощью специальных систем охлаждения;

впрыскивание жидкого охладителя в пограничный слой.

Для более надежной защиты от чрезмерного нагревания используют различные комбинации нескольких перечисленных выше средств. Однако самым надежным способом преодоления теплового барьера является полет на больших высотах. На высоте 60 км плотность воздуха в 3000 раз, а на высоте 100 км — в 1 млн раз меньше, чем у Земли.

Масса пограничного слоя, а следовательно, и тепловой поток от него во много тысяч раз меньше, чем в плотных слоях атмосферы. Одновременно увеличивается теплоизлучение обшивки. Поэтому, с точки зрения нагрева, даже длительный полет при $M=5\div 6$ на больших высотах безопасен. Таким образом, для сверхзвуковых самолетов образуется «коридор» безопасного горизонтального полета, верхняя и нижняя границы которого соответствуют определенному значению скорости полета (рис. 3.23).

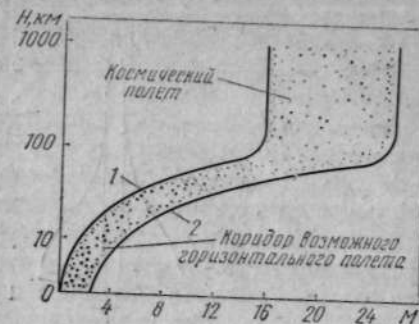


Рис. 3.23. «Коридор» возможного горизонтального полета: 1 — верхняя граница; 2 — нижняя граница

Высота верхней границы 1 определяется возможностью создания достаточной подъемной силы, которая зависит от плотности воздуха и числа M .

С увеличением M верхняя граница отодвигается вверх. Нижняя граница 2 коридора определяется по условиям прочности. Чем меньше высота полета, тем больше нагрузки, действующие на самолет, и выше его температура. С увеличением M полета нижняя граница коридора тоже отодвигается вверх. Для преодоления теплового барьера высота полета должна быть тем больше, чем больше скорость полета летательного аппарата.

Аэродинамические формы сверхзвуковых самолетов. Выбор аэродинамических форм и компоновочной схемы сверхзвукового самолета диктуется необходимостью увеличения аэродинамического качества на всех режимах полета, обеспечения устойчивости, управляемости и хороших взлетно-посадочных характеристик.

При переходе к сверхзвуковым скоростям полета происходит смещение назад центра давления. Поэтому для балансировки самолета приходится значительно отклонять горизонтальное оперение. Возникающее при этом дополнительное сопротивление называется балансирующим.

Увеличение аэродинамического качества сверхзвукового самолета достигается уменьшением всех видов сопротивлений, в том числе и балансирующего. Для уменьшения последнего необходимо ограничить смещение центра давления относительно центра тяжести самолета.

Для этого делают корневые наплывы в крыле; применяют плавающее или убирающееся на дозвуковых скоростях горизонтальное оперение (дестабилизатор) в носовой части самолета; создают деформацию плоскости хорд крыла; отклоняют в вертикальное положение концы крыла; перекачивают топливо в зад-

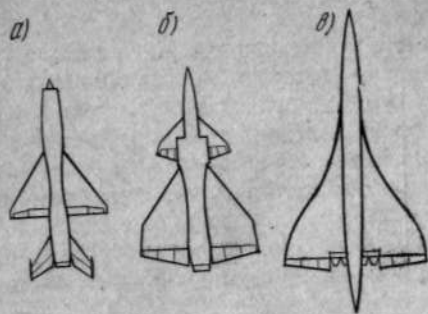


Рис. 3.24. Аэродинамическая компоновка сверхзвуковых самолетов: а — нормальная схема; б — «утка»; в — «бесхвостка»

ления применяют коническую крутку, а предупреждения срывов потока с острой передней кромки — механизацию передних кромок.

Оперение так же, как крыло, имеет тонкие симметричные профили с острыми кромками, большую стреловидность и малое удлинение.

Элероны могут выполняться в виде цельноповоротных концов крыла. Горизонтальное и вертикальное оперения имеют большую площадь и для улучшения управляемости также сделаны цельноповоротными.

Фюзеляж сверхзвукового самолета имеет почти круглое поперечное сечение, большое удлинение, заостренный нос и вписанную в контуры фюзеляжа кабину. Сопряжение частей самолета выполняют в соответствии с «правилом площадей». Воздухоза-

ний балансировочный бак, чтобы сместить центр масс вслед за центром давления.

Крыло сверхзвуковых самолетов имеет тонкие, почти симметричные профили с острыми кромками, большую или изменяемую стреловидность, малое удлинение. Часто применяются треугольные и оживальные крылья.

Для уменьшения трения стремятся уменьшить площадь крыла, ламинизировать пограничный слой, увеличить гладкость обшивки. В целях уменьшения индуктивного сопротивления

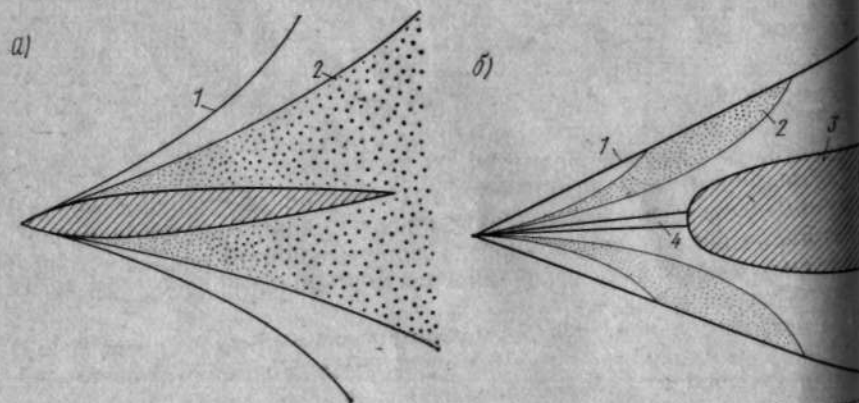


Рис. 3.25. Гиперзвуковое обтекание: а — искривление скачка; б — отрыв пограничного слоя

борники двигателей снабжены выдвижными конусами, «дробящими» прямые скачки уплотнения.

Аэродинамическая компоновка сверхзвукового самолета (рис. 3.24) может быть выполнена по схемам: нормальной; «утка», «бесхвостка». Нормальная схема имеет серьезные недостатки: большое балансировочное сопротивление при разгоне самолета и чрезмерное увеличение продольной устойчивости, которые происходят из-за значительного перемещения назад центра давления.

Особенности гиперзвукового полета. Полет, соответствующий числу $M > 5$, называется гиперзвуковым, а скорость этого полета — гиперзвуковой скоростью.

Обтекание тел гиперзвуковым потоком во многом отличается от обтекания их потоком с умеренной сверхзвуковой скоростью (рис. 3.25).

Это связано с явлением взаимодействия головного скачка уплотнения с пограничным слоем. Из-за сильного наклона головного скачка уплотнения область возмущений между скачком 1 и пограничным слоем 2 получается очень узкой. Поэтому пограничный слой сильно нагревается, расширяясь, увеличивает отклонение потока вблизи передней кромки и искривляет головной скачок уплотнения.

Линии тока отодвигаются от поверхности тела. Создается впечатление, что тело утолщается.

Резкое повышение температуры пограничного слоя усугубляет проблему теплового барьера. При $M > 10$ температура может достигать $5000-6000^\circ\text{C}$ (температура поверхности Солнца). Воздух при такой температуре вследствие диссоциации и ионизации молекул превращается в плазму.

Кроме ранее описанных методов преодоления теплового барьера, на гиперзвуковых летательных аппаратах для уменьшения теплового потока рекомендуется использовать отрыв пограничного слоя (рис. 3.24, б). Для этого перед тупоносим корпусом 3 летательного аппарата устанавливается игла 4. Игла отрывает пограничный слой 2, и тепловой поток, идущий на корпус, уменьшается.

Если на полусферической носовой части гиперзвукового летательного аппарата установить иглу, то его сопротивление уменьшится в 10 раз, а теплопередача в 3 раза. А если в пространстве между поверхностью и оторвавшимся пограничным слоем вдувать газ, то теплопередача может уменьшаться почти до нуля.

Таким образом, игла одновременно помогает решить проблему теплового барьера и уменьшает волновое сопротивление гиперзвукового летательного аппарата.

В дозвуковом потоке нижняя поверхность крыла создавала только 25%, в сверхзвуковом потоке — только 50% всей подъем-

ной силы, а в гиперзвуковом потоке подъемная сила почти полностью создается нижней поверхностью крыла. Профили с плоской нижней поверхностью при гиперзвуковом обтекании создают большую подъемную силу, чем профили с выпуклой нижней поверхностью.

В гиперзвуковом потоке из-за сильного сужения конусов возмущения исчезает взаимное влияние частей ЛА. Исходя из этих особенностей гиперзвукового обтекания гиперзвуковой летательный аппарат следует отнести к категории ракетопланов с сильно развитым фюзеляжем и наибольшим крылом с плоской нижней поверхностью.

Супераэродинамика — наука о движении тел в разреженных газах. Критерием разреженности является число Кнудсена

$$K_n = l/L,$$

где l — средняя длина свободного пробега молекул;
 L — характерный размер обтекаемого тела.

Для отказа от гипотезы о сплошности среды нужно, чтобы число Кнудсена было не менее 10. Это соответствует высоте полета примерно 100—150 км и более.

Тело, совершающее движение на такой высоте, обтекается свободно-молекулярным потоком. Молекулы, двигаясь беспорядочно, постоянно сталкиваются друг с другом и с поверхностью обтекаемого тела. Возникающая при этом аэродинамическая сила представляет собой суммарный эффект ударов молекул о поверхность обтекаемого тела.

Определение аэродинамических сил, возникающих при движении тел в разреженных газах, ведется на основании ударной (корпускулярной) теории Ньютона или теории диффузионного отражения.

Ударная теория Ньютона предполагает, что при ударе о тело частицы воздуха полностью теряют скорость. Теория диффузионного отражения дает более точный результат, так как учитывает, что большая часть частиц воздуха после удара отражается от поверхности тела.

Вопросы для повторения

1. Что такое звук как физическое явление?
2. От каких параметров среды зависит скорость звука? Напишите формулу.
3. Какие факторы влияют на сжимаемость потока?
4. Что такое число M ?
5. Что называется удельным расходом воздуха?
6. Запишите уравнение неразрывности для сжимаемого потока.
7. Какие формы имеет уравнение Бернулли для сжимаемого потока?
8. Как изменяется давление при торможении сжимаемого потока? Запишите формулу для определения динамической добавки давления.
9. Как изменяется температура при торможении сжимаемого потока? Запишите формулу для определения динамической добавки температуры.

10. Как изменяются давление p , температура T , плотность ρ и скорость звука a при адиабатическом увеличении скорости потока.

11. Какая скорость потока называется критической?

12. Как изменяется удельный расход при увеличении скорости потока? Начертите график.

13. Что представляет собой сопло Лаваля? Каково его назначение?

14. Как распространяются возмущения в сверхзвуковом потоке?

15. Что происходит при обтекании внешнего тупого угла сверхзвуковым потоком?

16. Почему при обтекании внутреннего тупого угла сверхзвуковым потоком возникает скачок уплотнения?

17. Какие изменения происходят в сверхзвуковом потоке при прохождении через скачок уплотнения?

18. Что называется волновым сопротивлением и какова его природа?

19. Почему границей между сверхзвуковым и дозвуковым потоком всегда служат прямые скачки?

20. Какова физическая сущность явления волнового кризиса?

21. Какое число M называется критическим?

22. Почему с увеличением высоты полета уменьшается максимально допустимая скорость полета?

23. Чем опасно явление волнового кризиса?

24. Как возникает и к каким последствиям приводит явление волнового срыва потока?

25. С какой целью добиваются увеличения критического числа M ?

26. Какими средствами достигается увеличение M_{*} и смягчение кризисных явлений?

27. Какой вид приобретает диаграмма распределения давлений по профилю крыла при образовании местной сверхзвуковой зоны и местного скачка уплотнения?

28. Какой вид имеет диаграмма распределения давлений по профилю крыла при сверхзвуковом обтекании?

29. Какие недостатки имеет стреловидное крыло?

30. Какими средствами можно предупредить появление концевых срывов потока?

31. Определить скорость звука в камере сгорания ЖРД при температуре $T=2800^{\circ}\text{C}$, если показатель адиабаты продуктов сгорания $\kappa=1,3$, а газовая постоянная $R=300\text{ Дж/кг}\cdot\text{К}$.

32. Чему равна скорость полета на высоте $H=5000\text{ м}$, если $M=0,75$?

33. Критическое число Маха самолета $M_{*}=0,9$. Каково значение максимально допустимой скорости полета этого самолета на высотах: $H_1=10\ 000\text{ м}$, $H_2=1000\text{ м}$?

34. После прямого скачка поток приобрел скорость $V_2=720\text{ км/ч}$. Какую скорость имел поток до скачка, если $a_{*}=340\text{ м/с}$?

35. Критическое число Маха прямого крыла $M_{*}=0,5$. Определить критическое число M_{*} стреловидного крыла, угол стреловидности которого $\chi^{\circ}=45^{\circ}$.

36. За счет изменения стреловидности крыла в полете от 0 до 60° критическое число M_{*} самолета увеличилось в 2 раза. Определить угол стреловидности χ° .

37. В полете со скоростью $V=720\text{ км/ч}$ и числе $M=0,8$ создается динамическая добавка давления $\Delta p=18\ 000\text{ Н/м}^2$. Определить, на какой высоте совершается полет.

38. Коэффициент подъемной силы крыла имеет следующие значения: в несжимаемом потоке $c_{y_{a\text{ несж}}}=0,2$; в сжимаемом потоке $C_{y_{a\text{ сж}}}=0,8$. Определить число M сжимаемого потока.

39. Определить температуру в точке полного торможения потока, если полет совершается на высоте $H=11\ 000\text{ м}$ со скоростью 1080 км/ч .

40. Какое значение имеет M_{*} самолета, если известно, что на высоте $10\ 000\text{ м}$ максимально допустимая скорость полета $V_{\text{max}}=1000\text{ км/ч}$.

1. Геометрия воздушного винта

Общие сведения. Винты, взаимодействующие с воздушной средой, получили название воздушных. Если воздушный винт преобразует энергию вращения в энергию движущегося воздуха, то он называется вентилятором, если воспринимает энергию воздушного потока (ветра) и преобразует ее в энергию вращения,—ветровым двигателем, а если преобразует энергию вращения в энергию поступательного движения (работу силы тяги), то гребным винтом и выполняет роль движителя.

Первый проект гребного винта был разработан Даниилом Бернулли в 1752 г. В 1848 г. военный инженер И. А. Амосов построил первый винтовой фрегат «Архимед». В 1851 г. Н. Архангельский предложил использовать для перемещения «аэростатической машины» быстровращающиеся винтообразные паруса. На первом в мире самолете А. Ф. Можайского был использован в качестве движителя воздушный винт.

Теория воздушных винтов была впервые создана Н. Е. Жуковским (1909—1918 гг.) и получила дальнейшее развитие в работах В. П. Ветчинкина, М. В. Келдыша, Л. С. Лейбензона. Инженерные методы расчета современных воздушных винтов были разработаны Б. Н. Юрьевым, Г. Х. Сабининым, Г. И. Кузьминым. Несколько позднее (1918—1923 гг.) появились работы по теории воздушного винта и за рубежом (Т. Карман, Г. Глауэрт). В качестве движителей воздушные винты находят применение на поршневых и турбовинтовых самолетах, вертолетах, дирижаблях, аэросанях, глссерах.

Основные элементы воздушного винта (рис. 4.1). Основной частью воздушного винта являются лопасти 1, которые создают силу тяги. Передняя кромка лопасти В называется ребром атаки, задняя А — ребром обтекания. Поверхность Д, которой лопасть отбрасывает воздух, называется рабочей поверхностью, противоположная ей С — спинкой лопасти. Сечение лопасти имеет форму, подобную профилю крыла. Для крепления лопасти ее корневая часть сделана цилиндрической. Угол между хордой сечения лопасти и плоскостью вращения винта называется установочным углом сечения $\varphi_{сеч}$. Втулка 2 винта соединяет лопасти в единое целое и обеспечивает крепление винта на валу редуктора.



Рис. 4.1. Элементы воздушного винта

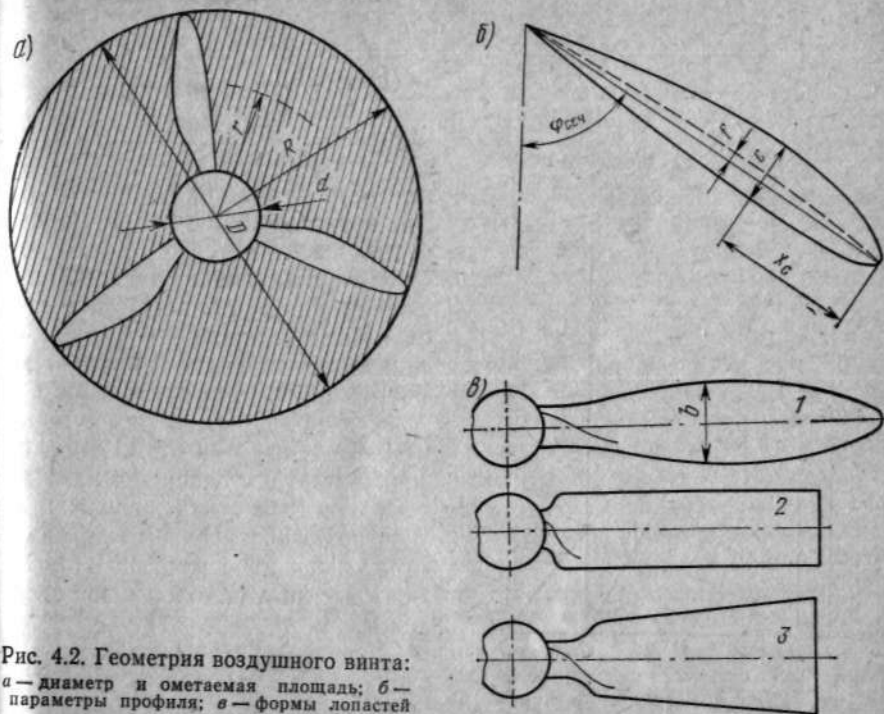


Рис. 4.2. Геометрия воздушного винта: а — диаметр и ометаемая площадь; б — параметры профиля; в — формы лопастей

Геометрические параметры воздушного винта. Диаметр винта является диаметр круга, ометаемый винтом при вращении (рис. 4.2, а). Диаметр винта определяется его назначением и условиями работы. Диаметры современных воздушных винтов $D=3\div 6$ м. Расстояние лопастей от поверхности земли должно быть не менее 200—250 мм.

Радиусом сечения r называется расстояние от оси винта до данного сечения. Отношение радиуса сечения к радиусу винта называется относительным радиусом $\bar{r}=r/R$. Диаметр нерабочей части винта (втулки) $d=0,2D$.

Ометаемой площадью называется площадь диска, ограниченной окружностью, ометаемой концами лопастей и втулкой винта

$$S_{ом} = (\pi D^2/4) - (\pi d^2/4); \text{ или } S_{ом} = (0,94 \div 0,97) \pi D^2/4.$$

Практически ометаемая площадь принимается равной площади ометаемого круга.

Профиль и форма лопасти. Профиль — сечение лопасти плоскостью, параллельной оси вращения (рис. 4.3, б). Форма профиля лопасти определяется следующими параметрами:

- относительной толщиной $\bar{c} = (c/b) 100\%$;
- относительной кривизной $\bar{f} = (f/b) 100\%$;

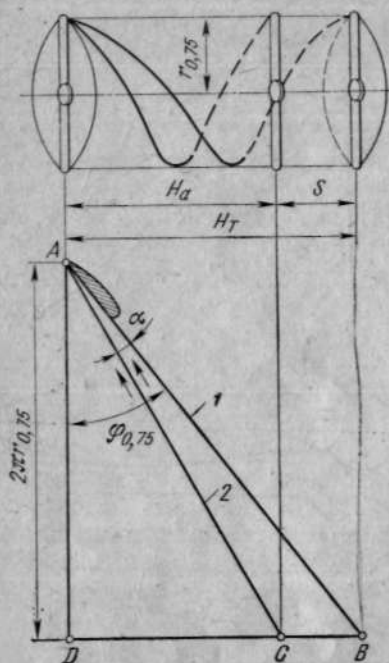


Рис. 4.3. Кинематические параметры воздушного винта:
1 — развертка теоретической траектории;
2 — развертка воздушной траектории

относительной координатой $\bar{x}_c = (x_c/b) 100\%$;
относительной шириной $\bar{b} = (b/D) 100\%$.

Форма лопасти (рис. 4.2, б) чаще всего бывает овальной 1, для скоростных винтов не исключены веслообразная 3 и прямоугольная 2 формы лопастей.

Число лопастей. Увеличение числа лопастей является одним из способов увеличения энергоемкости винта. На современных самолетах чаще всего используются трех-, четырехлопастные винты. Иногда применяются соосные винты, состоящие из двух-, трех- или четырехлопастных винтов, вращающиеся относительно общей оси в противоположные стороны.

Установочный угол лопасти. Номинальным углом установки лопасти $\varphi_{0,75}$ называется угол установки сечения, отстающего от оси вращения на $r=0,75R$. Так же, как

крыло, лопасти имеют аэродинамическую и геометрическую кривую.

Кинематические параметры воздушного винта характеризуют его механическое движение.

Теоретический (геометрический) шаг винта H_T — это расстояние, проходимое за 1 оборот в твердой среде (как в гайке) расчетным сечением лопасти, расположенным от оси вращения на расстоянии $r=0,75R$ (рис. 4.3).

Расчетное сечение лопасти, отстоящее на расстоянии $r=0,75R$ от оси вращения винта, движется по некоторой винтовой линии, лежащей на поверхности цилиндра — «гайки». Основание цилиндра является плоскостью вращения винта. Развертка окружности $AD=2\pi r$. Линия AB — развертка винтовой линии, по которой расчетное сечение лопасти перемещается в «гайке». DB — теоретический шаг лопасти. Угол между AD и AB является установочным углом лопасти $\varphi_{0,75}$. Теоретический шаг винта находится в прямой зависимости от установочного угла: $H_T = 2\pi r_{0,75} \operatorname{tg} \varphi_{0,75}$.

Поступью воздушного винта H_a называется расстояние, пройденное воздушным винтом за 1 оборот в воздухе. Линия AC

является разверткой винтовой линии, по которой расчетное сечение лопасти перемещается в воздухе; DC — поступью воздушного винта.

Линия AC определяет направление набегающего потока, так как является разверткой винтовой линии, по которой перемещается в воздухе расчетное сечение лопасти. Поэтому угол между хордой этого сечения лопасти и прямой AC является углом атаки лопасти α .

Скольжение воздушного винта. На развертке «гайки» скольжение s представлено отрезком BC . Из рисунка видно, что появление угла атаки вызвано скольжением винта. Чем оно больше, тем больше угол атаки α .

Воздушные винты построены таким образом, что имеют вдоль лопасти переменные установочный угол и теоретический шаг.

Относительная поступь $\lambda = H_a/D$. Выразим поступь винта через скорость полета. Скорость полета — это путь, который проходит самолет, а вместе с ним и винт, за одну секунду в течение которой он совершает n_c оборотов. Поэтому поступь как путь, пройденный винтом за 1 оборот в воздухе, определится как $H_a = V/n_c$, где V — скорость полета; n_c — частота вращения винта.

После соответствующей подстановки получим следующую формулу относительной поступи: $\lambda = [V/(n_c D)]$.

2. Аэродинамические силы воздушного винта

Треугольник скоростей элемента лопасти. Каждый элемент лопасти совершает сложное движение: поступательное вместе с центром тяжести самолета и вращательное относительно оси вращения винта (рис. 4.4).

Угол между вектором истинной скорости элемента лопасти W и плоскостью вращения называется углом притекания потока β

$$\operatorname{tg} \beta = (V/U),$$

где V — поступательная скорость элемента лопасти;
 U — скорость вращения элемента лопасти.

Угол между вектором истинной скорости и хордой элемента лопасти называется углом атаки элемента лопасти α . Он зависит от установочного угла элемента лопасти и угла притекания $\alpha = \varphi - \beta$; $\alpha = \varphi - \operatorname{arctg}(V/U)$.

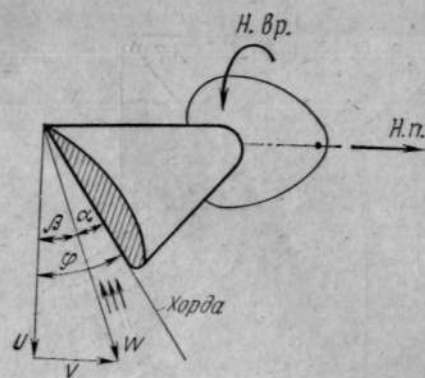


Рис. 4.4. Треугольник скоростей элемента лопасти

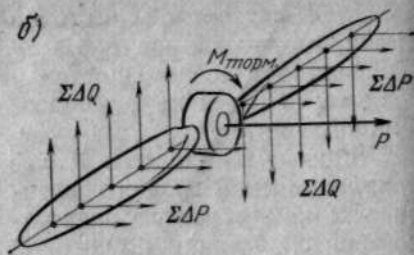
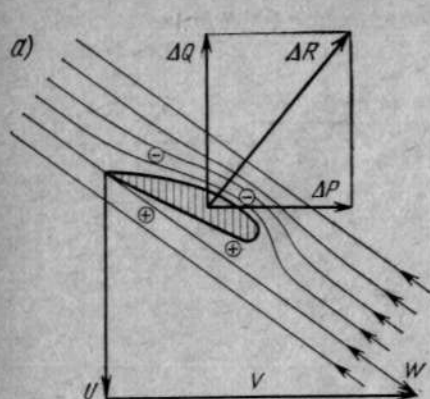


Рис. 4.5. Аэродинамические силы воздушного винта

Увеличение скорости полета вызывает уменьшение, а увеличение скорости вращения — увеличение угла атаки элемента лопасти. Скорость полета и скорость вращения могут быть выражены через диаметр воздушного винта и частоту его вращения: $V = \lambda D n_c$; $U = \pi D n_c$.

После соответствующих подстановок $\alpha = \varphi - \arctg(\lambda D n_c / \pi D n_c)$. Формула угла атаки приобретает вид: $\alpha = \varphi - \arctg(\lambda / \pi)$.

При увеличении относительной поступи винта углы атаки лопастей уменьшаются. Наибольшее значение угол атаки элемента лопасти приобретает при $V=0$; $\lambda=0$. При работе винта на месте угол атаки α_{\max} становится равным установочному углу φ .

Аэродинамические силы воздушного винта. Элемент лопасти обтекается потоком воздуха подобно профилю крыла (рис. 4.5, а). Со стороны рабочей поверхности лопасти давление в потоке воздуха повышается, а со стороны спинки лопасти — понижается. В результате действия разности давлений и сил трения возникает полная аэродинамическая сила элемента лопасти винта ΔR . Проекция этой силы на плоскость вращения винта препятствует вращению винта и поэтому называется элементарной силой сопротивления вращению ΔQ . Проекция ΔR на направление полета называется элементарной силой тяги ΔP . Таким образом, каждый элемент лопасти создает две элементарные аэродинамические силы: элементарную силу сопротивления вращению ΔQ и элементарную силу тяги ΔP .

На винт в целом действуют две системы сил (рис. 4.5, б). Система элементарных сил тяги приводится к равнодействующей, направленной по оси вращения винта в сторону полета. Эта равнодействующая и является силой тяги воздушного винта P .

Система элементарных сил сопротивления вращению приводится к паре сил, препятствующей вращению винта. Момент этой пары сил называется моментом торможения $M_{\text{торм}}$ или моментом сопротивления вращению винта.

3. Совместная работа воздушного винта и двигателя

Понятие о «легком» и «тяжелом» винте. Постоянство частоты вращения винта свидетельствует о том, что $M_{\text{торм}}$ воздушного винта равен $M_{\text{кр}}$ двигателя. Уменьшение частоты вращения винта означает, что $M_{\text{торм}} > M_{\text{кр}}$, т. е. винт для двигателя «тяжелый», а увеличение частоты вращения винта — что $M_{\text{т}} < M_{\text{кр}}$, т. е. винт для двигателя «легкий».

Совместная работа винта и двигателя. (рис. 4.6). Крутящий момент двигателя $M_{\text{кр}}$ почти не зависит от скорости полета, в то время как момент сопротивления вращению $M_{\text{торм}}$ с увеличением скорости уменьшается (рис. 4.6, а), так как при $\varphi = \text{const}$ уменьшаются углы атаки лопастей. При некоторой скорости полета, называемой расчетной $V_{\text{расч}}$, момент торможения винта и крутящий момент двигателя равны $M_{\text{торм}} = M_{\text{кр}}$, следовательно, винт соответствует мощности двигателя. При $V_1 < V_{\text{расч}}$ момент $M_{\text{торм}}$ оказывается больше момента $M_{\text{кр}}$, винт становится для двигателя «тяжелым»; при скорости $V_2 > V_{\text{расч}}$ момент $M_{\text{торм}}$ оказывается меньше $M_{\text{кр}}$, винт становится для двигателя «легким».

На совместную работу винта и двигателя оказывает влияние и высота полета (рис. 4.6, б). Винт подбирают для расчетной высоты полета $H_{\text{расч}}$, поэтому $M = M_{\text{кр}}$, т. е. винт соответствует мощности двигателя. При $H_1 < H_{\text{расч}}$ и $H_2 > H_{\text{расч}}$ винт становится для двигателя «тяжелым».

Винты фиксированного и изменяемого шага. Лопасти винта фиксированного шага (ВФШ) жестко соединены со втулкой, поэтому установочные углы сечений лопастей постоянны, $\varphi = \text{const}$. Основным недостатком ВФШ состоит в том, что соответствие винта мощности двигателя обеспечивается только на расчетном режиме при $V_{\text{расч}}$ и $H_{\text{расч}}$. На всех других скоростях и

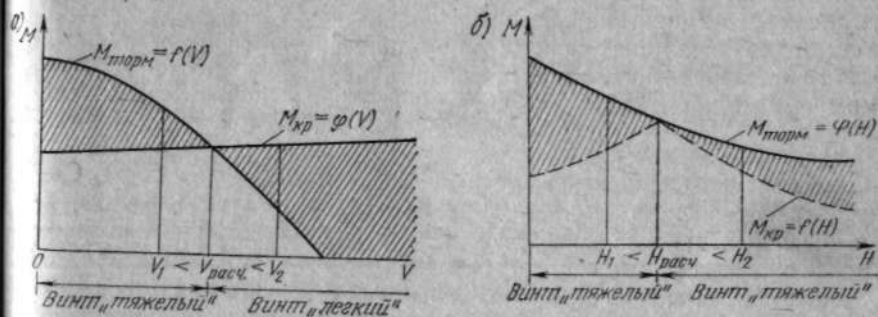


Рис. 4.6. Совместная работа винта и двигателя: а — при изменении скорости полета; б — при изменении высоты полета

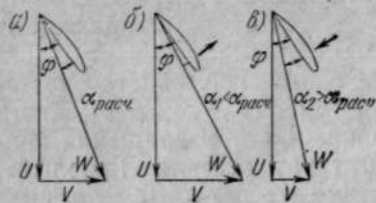


Рис. 4.7. Принцип действия ВИШ:

а — $\varphi_{\text{ВИШ}} = \text{const}; M_{\text{торм}} = M_{\text{расч}}$;

б — $\varphi_{\text{ВИШ}}$ увеличивается ($M_{\text{торм}} < M_{\text{расч}}$);

в — $\varphi_{\text{ВИШ}}$ уменьшается ($M_{\text{торм}} > M_{\text{расч}}$)

уменьшается, то лопасти ВИШ автоматически поворачиваются в сторону увеличения угла φ , т. е. ВИШ переходит на большой шаг, «затягивается» (рис. 4.7, б).

Если же $M_{\text{торм}}$ увеличивается, то лопасти ВИШ автоматически уменьшают установочный угол φ , т. е. ВИШ переходит на малый шаг, «облегчается» (рис. 4.7, в). Так на всех режимах полета сохраняется равенство $M_{\text{торм}} = M_{\text{расч}}$, это и обеспечивает полное использование мощности двигателя.

За счет применения винтов изменяемого шага значительно улучшаются летные характеристики самолета и повышается экономичность. Вертикальная скорость при подъеме увеличивается на 20—30%, потолок самолета повышается на 10—15%, дальность и продолжительность полета увеличиваются на 15—20%, длина и время разбега сокращаются на 30—40%, а полезная нагрузка увеличивается на 10—15%.

На всех современных самолетах устанавливаются ВИШ. Они имеют следующие разновидности: флюгерные, реверсивные, соосные, туннельные (рис. 4.8).

Флюгерным называется ВИШ, лопасти которого могут устанавливаться в направлении полета. Сопротивление зафлюгерированного винта значительно меньше, чем самовращающегося. У многодвигательных самолетов с разнесенными двигателями отказ двигателя сопровождается возникновением заворачивающего момента. Флюгерованием винта можно этот момент уменьшить.

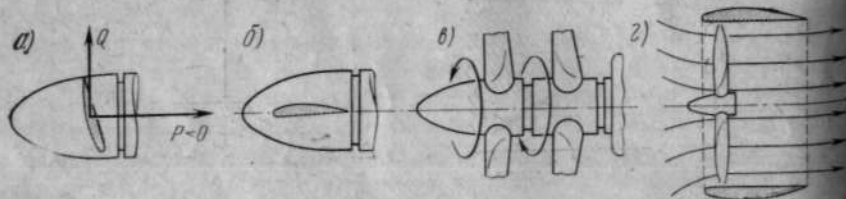


Рис. 4.8. Современные воздушные винты:

а — реверсивный; б — флюгерный; в — соосный; г — туннельный

высотах полета ВФШ оказывается для двигателя «легким» или «тяжелым», а это препятствует полному использованию мощности двигателя.

Лопасти винта изменяемого шага (ВИШ) имеют возможность изменять в полете установочные углы $\varphi \neq \text{const}$ и за счет этого сохранять соответствие винта мощности двигателя на всех скоростях и высотах летного диапазона. Если из-за увеличения скорости полета $M_{\text{торм}}$

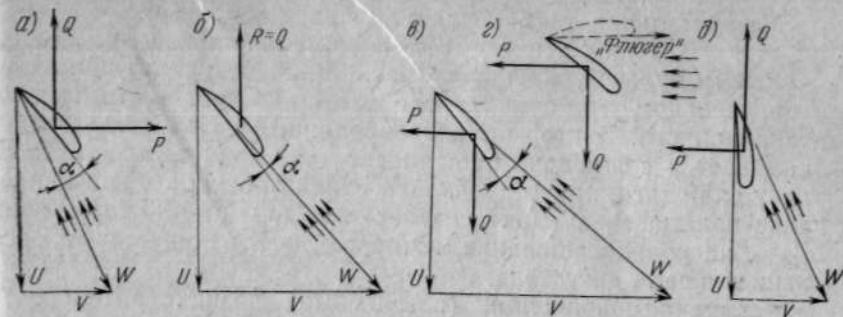


Рис. 4.9. Режимы работы воздушного винта:

а — положительной тяги; б — нулевой тяги; в — самовращения при пикировании; г — самовращения при отказе двигателя; д — реверса тяги

Флюгерные винты применяются очень широко на самолетах гражданской авиации.

Реверсивным считается ВИШ, лопасти которого могут устанавливаться на малые или отрицательные φ и создают при этом отрицательную тягу. Применение реверсивных винтов значительно сокращает длину пробега.

Соосные винты состоят из двух ВИШ, расположенных друг за другом, вращающихся в разные стороны вокруг общей геометрической оси. Соосный винт имеет высокий к. п. д., так как отсутствуют потери энергии на закрутку потока за винтами. Второе преимущество соосных винтов состоит в том, что уравновешиваются реактивный и гироскопический моменты. Соосные винты установлены на самолетах Ту-114, Ан-22. Они впервые были применены А. Г. Уфимцевым в 1910 г.

Туннельным называется винт, помещенный в профилированное кольцо — туннель. Эти винты имеют более высокий к. п. д. за счет уменьшения потерь энергии на отбрасывание струи. Они используются на самолетах вертикального взлета и посадки. Примером ВИШ могут служить винты АВ-72 конструкции Жданова, установленные на самолете Ан-24. Это четырехлопастные тянущие флюгерные, реверсивные винты. Установочный угол флюгерования $\varphi_{\text{ф}} = 92^\circ 30'$, а реверса тяги — $\varphi_{\text{р}} = 8^\circ$.

4. Режимы работы воздушного винта

Режим работы винта определяется углом атаки лопастей, который изменяется в зависимости от V , n и φ .

Режим положительной силы тяги создается при $\alpha > 0$, когда поток набегает на рабочую поверхность лопасти (рис. 4.9, а).

Сила тяги P направлена в сторону полета, поэтому и считается положительной. Сила Q препятствует вращению винта, поэтому винт снимает мощность с вала двигателя.

Максимальная тяга создается при работе винта на месте, когда $V=0$, а угол атаки имеет максимальное значение $\alpha_{\max}=\varphi$.

Режим нулевой силы тяги (рис. 4.9, б) возникает при малом отрицательном угле атаки, когда поток набегаёт почти на ребро атаки лопасти. Вектор полной аэродинамической силы лопасти оказывается совмещённым с плоскостью вращения винта. Поэтому сила тяги, представляющая собой проекцию R на направление полета, $P=0$. Винт создает только момент торможения $M_{\text{торм}}$, на уравновешивание которого и затрачивается энергия вращения вала двигателя.

Режим самовращения (ветряковой) возникает при очень большом отрицательном угле атаки, когда поток набегаёт на спинку лопасти. Аэродинамические силы лопасти на этом режиме приобретают обратное направление (рис. 4.9, в, г). Сила тяги P — против полета и поэтому считается отрицательной, Q — в сторону вращения винта, и поэтому энергия потока воздуха, набегающего на лопасти, передается на вал двигателя. Это может вызвать раскрутку, т. е. привести к недопустимо большим частотам вращения. Раскрутка может стать причиной разрушения винта и двигателя.

Режим самовращения наступает или при очень большой скорости полета, например при пикировании, или отказе двигателя.

При отказе одного из двигателей, расположенных на крыле, отрицательная сила тяги не только увеличивает сопротивление движению самолета, но и создает большой неуравновешенный момент, разворачивающий самолет в сторону отказавшего двигателя. Для уменьшения этого момента винт отказавшего двигателя вводится во «флюгер», т. е. лопасти винта поворачивают на $\varphi \approx 90^\circ$ так, чтобы их хорды почти совпали с направлением полета. Особенно опасен режим самовращения ТВД, так как из-за большого диапазона установочных углов отрицательная тяга может достигать значения 40 000 Н — «заброс тяги».

Образование отрицательных углов атаки лопастей и режима самовращения практически может возникнуть по следующим причинам:

1. При $\varphi = \text{const}$ и $V = \text{const}$ резко уменьшается частота вращения винта, например при отказе двигателя. Недостаток мощности винт воспринимает от набегающего потока воздуха.

2. При $n = \text{const}$; $\varphi = \text{const}$ увеличивается скорость полета. Скорость, при которой наступит режим самовращения, превышает допустимую по условиям прочности и может быть достигнута только на режиме снижения.

3. При $n = \text{const}$; $V = \text{const}$ уменьшаются установочные углы лопастей.

Отрицательная тяга может возникать также при понижении температуры воздуха, так как из-за повышения сопротивления компрессора регулятор оборотов «облегчает» винт, т. е. переводит лопасти на отрицательные установочные углы. Обледенение

лопастей также создает дефицит мощности, провоцирующий перевод лопастей на отрицательные установочные углы.

Режим реверса тяги создается для торможения самолета при посадке (рис. 4.9, д). В этом случае лопасти переводятся на установочный угол, близкий к нулю. Тогда угол атаки лопастей приобретает небольшое отрицательное значение. Поток набегаёт на спинку лопастей.

Сила сопротивления Q направлена против вращения винта, поэтому винт снимает мощность с вала двигателя. Сила тяги обращена при этом против движения самолета (отрицательная тяга). Таким образом, энергия, снимаемая с вала двигателя, используется для торможения самолета.

B d d d d d

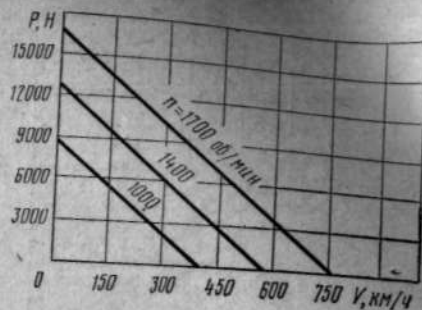


Рис. 4.10. Характеристика воздушного винта для тяги

5. Характеристики воздушного винта

Сила тяги воздушного винта вычисляется по формуле

$$P_n = \alpha_n \rho n_c^2 D^4,$$

где P_n — сила тяги, Н;

α_n — коэффициент силы тяги, зависящий от угла атаки лопастей и их формы; он определяется экспериментально, является безразмерной величиной;

ρ — плотность воздуха, кг/м³;

n_c — частота вращения воздушного винта, 1/с;

D — диаметр винта, м.

При постоянной частоте вращения сила тяги воздушного винта зависит от высоты и скорости полета, так как изменение высоты полета вызывает изменение плотности ρ , а изменение скорости полета — коэффициента тяги α_n .

Характеристика воздушного винта для тяги выражает зависимость силы тяги от скорости полета для данной частоты вращения воздушного винта на данной высоте полета (рис. 4.10). Обычно ее строят для высоты $H=0$, и в одной системе координат вычерчивают несколько характеристик. Для других высот тяга воздушного винта

$$P_H = P_0 \left(\frac{\rho_H}{\rho_0} \right),$$

где P_0 — сила тяги, определенная по характеристике для $H=0$ при заданной скорости полета и данной частоте вращения винта;

ρ_H/ρ_0 — относительная плотность, определяется по таблице СА.

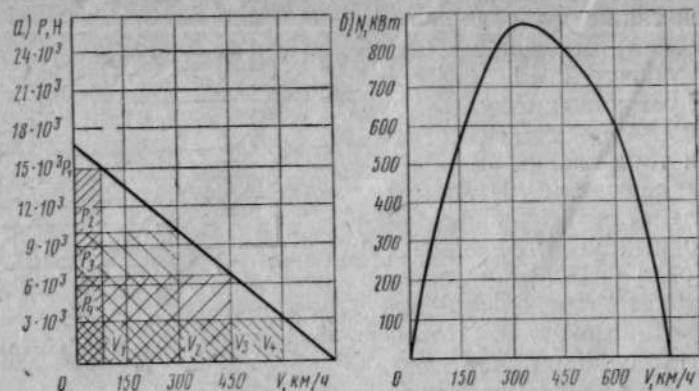


Рис. 4.11. Характеристика воздушного винта для мощности

Полезная (располагаемая) мощность воздушного винта представляет собой работу силы тяги за 1 с:

$$N_{\text{в}} = \frac{A}{t} = \frac{(P_{\text{в}}S)}{t} = P_{\text{в}}V,$$

где $N_{\text{в}}$ — полезная мощность воздушного винта, Вт;
 A — работа силы тяги, Дж;
 S — путь, пройденный самолетом, м;
 t — время полета, с;
 V — скорость полета, м/с.

На рис. 4.11, а показано, что полезная мощность винта изображается площадью прямоугольников (PV), которая при увеличении скорости полета сначала увеличивается, а затем уменьшается.

Характеристика воздушного винта для мощности показывает зависимость полезной (располагаемой) мощности винта от скорости полета для данной частоты вращения ($n=1700$ об/мин) и данной высоты полета (рис. 4.11, б).

Коэффициент полезного действия винта. Мощность, затрачиваемая на вращение винта, представляет собой работу крутящего момента за 1 с

$$N_{\text{затр}} = \beta_{\text{в}} \rho n_c^3 D^5,$$

где $N_{\text{затр}}$ — мощность, затрачиваемая на вращение винта;
 $\beta_{\text{в}}$ — коэффициент мощности определяется опытным путем и зависит от относительной поступи винта;
 ρ — плотность воздуха, кг/м³;
 n_c — частота вращения винта, 1/с;
 D — диаметр винта, м.

Коэффициентом полезного действия называется отношение полезной мощности воздушного винта к мощности, затрачиваемой на его вращение.

$$\eta_{\text{в}} = \frac{N_{\text{в}}}{N_{\text{затр}}} = \frac{\alpha_{\text{в}} \rho n_c^2 D^4 V}{\beta_{\text{в}} \rho n_c^3 D^5} = \frac{\alpha_{\text{в}}}{\beta_{\text{в}}} \cdot \frac{V}{n_c D}.$$

Так как $\frac{V}{n_c D} = \lambda$, то $\eta_{\text{в}} = \frac{\alpha_{\text{в}}}{\beta_{\text{в}}} \lambda$.

Из формулы видно, что к. п. д. винта находится в прямой зависимости от относительной поступи λ , которая увеличивается при уменьшении частоты вращения и диаметра винта. Поэтому для повышения к. п. д. воздушного винта крутящий момент передается ему через редуктор, понижающий частоту вращения.

Коэффициент полезного действия современных винтов не превышает 0,8—0,9. Это означает, что только 80—90% мощности двигателя преобразуется в энергию движения самолета. Остальную часть мощности двигателя составляют потери энергии. Особенно они возрастают при развитии волнового кризиса на лопастях винта. Поэтому увеличение числа $M_{\text{в}}$ для винта имеет не меньшее значение, чем для крыла. С целью увеличения $M_{\text{в}}$ используют скоростные профили, уменьшают скорости обтекания лопастей, применяя винты малого диаметра с большим числом лопастей и редукторы, понижающие частоту вращения винта. Из-за проявления сжимаемости на больших скоростях полета к. п. д. винта уменьшается на $\Delta\eta_{\text{в}}=0,5$ ($M=0,85$).

Так же, как полезная мощность, к. п. д. винта зависит от скорости полета (рис. 4.12). Так, например, винты АВ-72 самолета Ан-24 при скорости полета $V=450$ км/ч имеют к. п. д.=0,86, а при скорости отрыва $V_{\text{отр}}=180$ км/ч — к. п. д.=0,59.

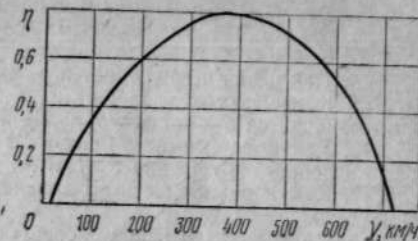


Рис. 4.12. Зависимость к. п. д. винта от скорости полета

Вопросы для повторения

1. Что называется поступью воздушного винта?
2. Зависит ли поступь воздушного винта от скорости полета? Запишите формулу.
3. Запишите формулу зависимости теоретического шага воздушного винта от угла установки лопастей.
4. Какие факторы влияют на величину угла атаки лопастей?
5. Как элемент лопасти взаимодействует с потоком воздуха? Изобразите аэродинамические силы элемента лопасти.
6. Какие признаки положены в основу понятий о «легком» и «тяжелом» винте?
7. В чем заключается основной недостаток ВФШ?
8. Как происходит работа ВИШ при изменении скорости и высоты полета?
9. Какой параметр определяет режим работы воздушного винта?
10. Когда воздушный винт создает максимальную силу тяги?

11. Чем опасен режим самовращения?
12. С какой целью производят флюгирование воздушных винтов?
13. Какие преимущества имеют соосные винты?
14. Как и для чего создается режим реверса тяги?
15. Какие факторы влияют на величину коэффициента силы тяги? Как он обозначается и в каких формулах используется?
16. Какую зависимость показывает характеристика воздушного винта для тяги? Изобразите графики $P=f(V)$.
17. Какую зависимость показывает характеристика воздушного винта для мощности?
18. Определите, с какой скоростью совершается полет самолета, если при 1200 оборотах в минуту создается скольжение $s=2$ м. Теоретический шаг винта $H_T=4$ м.
19. Определите коэффициент полезного действия винта, диаметр которого $D=4$ м, частота вращения равна 1800 об/мин $\alpha=0,4$, $\beta=0,8$. Полет совершается на высоте 3000 м со скоростью 480 км/ч.
20. Определить диаметр винта, который на высоте 5 км. имеет $n=1200$ об/мин и создает силу тяги $P=36\ 780$ Н. Коэффициент силы тяги $\alpha=0,4$.
21. Относительная поступь винта $\lambda=5$, диаметр $D=2$ м. Определить поступь этого винта.
22. Теоретический шаг элемента лопасти, расположенного на расстоянии 1 м от оси вращения, равен 6,28 м. Определите его установочный угол.
23. Определите относительную поступь винта, если его диаметр $D=4$ м, скорость вращения 1800 об/мин, $V=480$ км/ч.
24. Какую тягу создает воздушный винт при полете на высоте 5000 м, если при той же скорости полета на высоте $H=0$ тяга винта $P=11\ 760$ Н?

Раздел II. ДИНАМИКА ПОЛЕТА

Глава 5. УСТАНОВИВШЕЕСЯ ДВИЖЕНИЕ САМОЛЕТА

1. Горизонтальный полет

Динамика полета изучает взаимодействие самолета с потоком воздуха, рассматривая движение его центра масс как поступательное движение материальной точки. Все силы, действующие на самолет, условно считают приложенными в центре масс, а моменты — уравновешенными отклонениями рулей.

Если все силы и моменты, действующие на самолет, взаимно уравновешены, то движение называют установившимся, так как самолет при этом движется равномерно и прямолинейно.

Режимом горизонтального полета называется установившееся равномерное прямолинейное движение самолета в горизонтальной плоскости, т. е. на постоянной высоте. Горизонтальный полет — основной эксплуатационный режим полета самолетов гражданской авиации; $V=\text{const}$; $H=\text{const}$; $\theta=0^\circ$.

Схема сил и уравнения горизонтального полета. Все силы, действующие на самолет, условно считают приложенными в центре масс (рис. 5.1).

Подъемная сила Y_a направлена перпендикулярно потоку воздуха вверх, сила лобового сопротивления X_a — по потоку, сила тяги P — по направлению полета, а сила веса G — всегда вертикально вниз. Все эти силы лежат в плоскости симметрии самолета.

Для равновесия плоской системы сходящихся сил необходимо и достаточно, чтобы сумма проекций сил на каждую из осей координат была равна нулю: $\sum F_{y_a} = Y_a - G = 0$; $\sum F_{x_a} = P - X_a = 0$.

После преобразования уравнения приобретают вид:

$$Y_a = G \text{ — условие горизонтальности;}$$

$$X_a = P \text{ — условие равномерности.}$$

Потребная скорость — это скорость, необходимая для выполнения режима горизонтального полета.

Составим систему уравнений, используя формулу подъемной силы и условие горизонтальности:

$$Y_a = c_{y_a} S (\rho V_{\text{потр}}^2 / 2); Y_a = G.$$

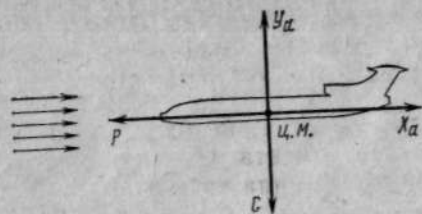


Рис. 5.1. Схема сил, действующих на самолет в горизонтальном полете

Решив эту систему уравнений относительно скорости, получим

$$V_{\text{потр}} = \sqrt{(2G)/(c_{y_a} S \rho)},$$

где $V_{\text{потр}}$ — потребная для горизонтального полета скорость, м/с;
 G/S — удельная нагрузка на крыло, Н/м²;
 ρ — плотность воздуха, кг/м³.

Таким образом, потребная скорость зависит от удельной нагрузки на крыло, высоты полета и угла атаки. Увеличение угла атаки вызывает увеличение коэффициента c_{y_a} и уменьшение потребной скорости $V_{\text{потр}}$.

При горизонтальном полете на $\alpha_{\text{кр}}$ коэффициент c_{y_a} максимальный, поэтому потребная скорость минимальна (теоретически): $V_{\text{min}} = \sqrt{(2G)/(c_{y_{a\text{max}}} S \rho)}$.

Практически полет на V_{min} не допускается, так как может привести к потере скорости. Действительно, если угол атаки случайно станет больше критического, то коэффициент c_{y_a} резко уменьшится и станет меньше $c_{y_{a\text{max}}}$, и скорость $V_{\text{потр}}$ окажется уже недостаточной для горизонтального полета. Самолет будет «проваливаться». Это явление и называется потерей скорости.

Потребная сила тяги — это тяга, необходимая для выполнения режима горизонтального полета (уравновешивания сил лобового сопротивления).

Формула потребной силы тяги выводится из системы уравнений равновесия сил при горизонтальном полете:

$$Y_a = G; \quad X_a = P_{\text{потр}}.$$

Поделив первое уравнение на второе, получим $Y_a/X_a = G/P_{\text{потр}}$. Отношение Y_a/X_a представляет собой аэродинамическое качество самолета:

$$K = G/P_{\text{потр}}, \text{ откуда } P_{\text{потр}} = G/K,$$

где $P_{\text{потр}}$ — потребная сила тяги, Н;
 G — вес самолета, Н;
 K — аэродинамическое качество.

Из выражения следует, что потребная сила тяги зависит от веса самолета и его аэродинамического качества. Но косвенно

потребная сила тяги зависит и от угла атаки самолета, так как от него зависит аэродинамическое качество. При полете на угле атаки $\alpha_{\text{нв}}$ тяга, потребная для горизонтального полета, минимальна, так как аэродинамическое качество максимально:
 $P_{\text{min}} = G/K_{\text{max}}$.

Потребная мощность — это мощность, необходимая для выполнения режима горизонтального полета. Она измеряется работой, которую совершает потребная сила тяги за 1 с:

$$N_{\text{потр}} = A/t = (P_{\text{потр}} S)/t,$$

где $N_{\text{потр}}$ — потребная мощность, Вт;

$P_{\text{потр}}$ — потребная сила тяги, Н;

A — работа, Дж;

S — путь, пройденный самолетом в горизонтальном полете, м;

t — продолжительность полета, с.

После соответствующих подстановок $S/t = V$ и $P_{\text{потр}} = G/K$ в полученное выражение имеем: $N_{\text{потр}} = GV/K$.

2. Характеристики горизонтального полета

Кривые потребной и располагаемой силы тяги (Кривые Н. Е. Жуковского) (рис. 5.2). Кривая располагаемой силы тяги l представляет собой характеристику силовой установки для силы тяги, построенную для определенного режима работы двигателя. Она показывает, какую силу тяги способна создать силовая установка на данной высоте при той или иной скорости полета.

Кривая потребной силы тяги 2 показывает, какая сила тяги необходима (потребна) для выполнения горизонтального полета на данной высоте с той или иной скоростью полета. Например, при скорости полета 625 км/ч силовая установка создает (и самолет этой тягой располагает) $P_{\text{расп}} = 12\,100$ Н, а для выполнения горизонтального полета с этой скоростью потребна сила тяги $P_{\text{потр}} = 3100$ Н.

Разность между располагаемой и потребной силой тяги при данной скорости полета называется избытком силы тяги $\Delta P = P_{\text{расп}} - P_{\text{потр}}$.

В горизонтальном полете потребная сила тяги всегда равна лобовому сопротивлению самолета. Поэтому при $P_{\text{расп}} = P_{\text{потр}}$ ($\Delta P = 0$) силы, действующие на самолет, взаимно уравновешены, и самолет выполняет режим горизонтального полета (точка Б).

Если при некоторой скорости полета $P_{\text{расп}} > P_{\text{потр}}$ ($\Delta P > 0$), то равновесие сил нарушится (Точка А). Самолет при данной скорости и данном угле атаки будет набирать высоту. Если же удерживать самолет от набора высоты уменьшением угла атаки, то он будет увеличивать скорость полета. При некоторой скорости полета $P_{\text{расп}} < P_{\text{потр}}$ ($\Delta P < 0$) нарушение равновесия сил приведет к снижению самолета при данной скорости полета на данном уг-

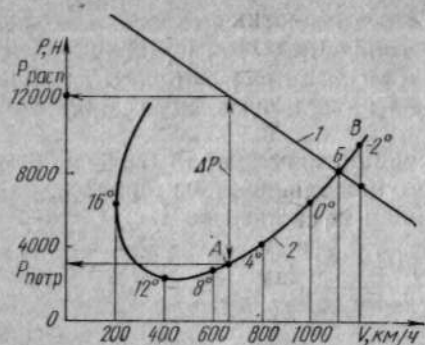


Рис. 5.2. Кривые потребной и располагаемой тяг (кривые Жуковского)

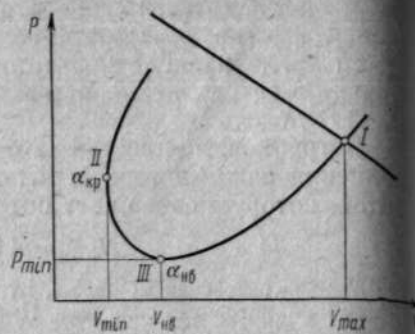


Рис. 5.3. Характерные скорости горизонтального полета

ле атаки (точка B). Увеличением угла атаки можно удержать самолет от снижения, но скорость полета при этом будет уменьшаться.

По кривым потребной и располагаемой тяг можно определить некоторые характерные скорости горизонтального полета в следующих точках (рис. 5.3):

I — пересечения графиков $P_{расп} = f(V)$ и $P_{потр} = \varphi(V)$ соответствует максимальной скорости горизонтального полета V_{max} ;

II — касания графика $P_{потр} = \varphi(V)$ с прямой, параллельной оси ординат, соответствует минимальной скорости горизонтального полета V_{min} и критическому углу атаки $\alpha_{кр}$;

III — касания графика $P_{потр} = \varphi(V)$ с прямой, параллельной оси абсцисс, соответствует наивыгоднейшей скорости горизонтального полета V_{nb} , так как P_{min} имеет место при полете на α_{nb} , при котором качество максимальное (K_{max}).

На анализе кривых потребной и располагаемой тяг Н. Е. Жуковский построил аэродинамический расчет самолета по методу тяг. Поэтому эти кривые носят его имя.

Кривые потребной и располагаемой мощностей (рис. 5.4). Кривая располагаемой

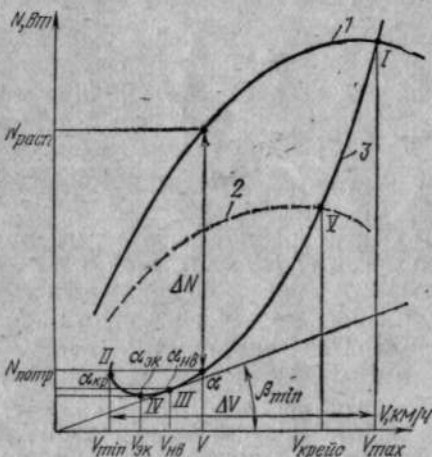


Рис. 5.4. Кривые потребной и располагаемой мощностей:

1 — максимальная располагаемая мощность; 2 — крейсерская располагаемая мощность; 3 — потребная мощность

мощности I представляет собой характеристику воздушного винта для мощности, по которой можно определить полезную мощность воздушного винта (которой располагает самолет) на данной высоте при данной скорости вращения винта для разных скоростей полета.

Кривая потребной мощности дает возможность определить, какая мощность необходима для выполнения горизонтального полета на данной высоте с той или иной скоростью.

Разность между мощностями $N_{расп}$ и $N_{потр}$ называется избытком мощности ΔN . Если $\Delta N = 0$, то самолет выполняет режим горизонтального полета, так как силы, действующие на него, взаимно уравновешены. При $\Delta N > 0$ происходит или набор высоты (при сохранении угла атаки), или увеличение скорости полета (если самолет удерживается от набора высоты уменьшением угла атаки). Наконец, если $\Delta N < 0$, то самолет снижается или уменьшает скорость горизонтального перемещения (при условии, что он удерживается от снижения увеличением угла атаки).

По кривым потребной и располагаемой мощностей можно найти следующие характерные скорости горизонтального полета, которые соответствуют точкам:

максимальную V_{max} — точке I пересечения кривых $N_{расп} = f(V)$ для максимального режима работы двигателей и $N_{потр} = \varphi(V)$;

минимальную V_{min} — точке II касания графика $N_{потр} = \varphi(V)$ с прямой, параллельной оси ординат; в этой точке находится $\alpha_{кр}$; наивыгоднейшую V_{nb} — точке III касания кривой $N_{потр} = \varphi(V)$ с прямой, проведенной из начала координат; угол β для этой точки меньше, чем для всех других, поэтому и $\text{tg } \beta$ имеет минимальное значение:

$$\text{tg } \beta = N_{потр}/V = (GV)/(KV) = G/K.$$

Всякая дробь приобретает минимальное значение при максимальном значении знаменателя. Следовательно, $\text{tg } \beta_{min} = G/K_{max}$. Но максимальное качество имеет место при α_{nb} , поэтому и скорость полета, соответствующая этому углу атаки, названа наивыгоднейшей;

экономическую $V_{эк}$ — точке IV касания кривой $N_{потр} = \varphi(V)$ с прямой, параллельной оси абсцисс; для полета на этой скорости потребна минимальная мощность N_{min} , следовательно, минимальный расход топлива;

крейсерскую $V_{кр}$ — точке V пересечения кривых $N_{расп} = f(V)$ для крейсерского режима работы двигателей и $N_{потр} = \varphi(V)$: $V_{кр} = (0,8 \div 0,9) V_{max}$.

Чтобы получить V_{max} , двигатель должен работать на максимальном режиме. Такая работа связана с появлением больших механических и температурных напряжений и быстрым износом двигателя, поэтому обычно полет совершается при крейсерском режиме работы двигателей.

Летным диапазоном скорости называется $\Delta V = V_{max} - V_{min}$, относительный диапазон определяется как V_{max}/V_{min} .

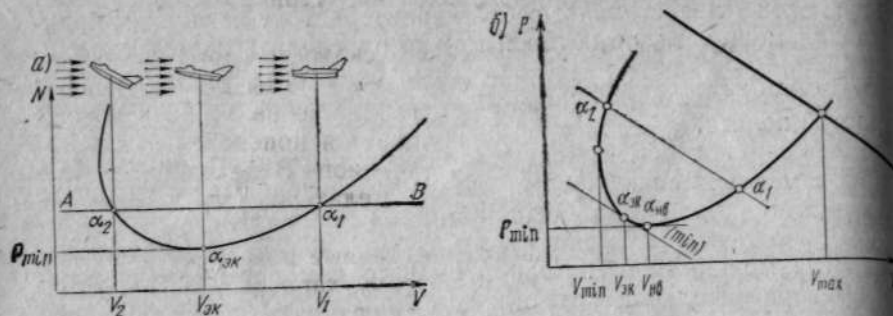


Рис. 5.5. Режимы горизонтального полета: а — винтовых самолетов; б — реактивных

Для обеспечения безопасности полетов вводятся ограничения нижнего и верхнего пределов в диапазоне скоростей. Ограничение нижнего предела диапазона скоростей V_{\min} вызвано необходимостью исключить возможность выхода самолета на околокритические углы атаки и связанные с этим явления срыва потока, сваливания на крыло, потери устойчивости. Они вводятся в форме запрета на нарушение определенных летными испытаниями значений допустимых углов атаки $\alpha_{\text{доп}}$, коэффициента подъемной силы $C_{y_{\text{аэоп}}}$ или скорости сваливания $V_{\text{св}}$.

Ограничение верхнего предела диапазона скоростей V_{max} вводится для исключения нарушений прочности и жесткости конструкции самолета (например, при полете в турбулентной атмосфере), опасных вибраций (флаттера, скоростной тряски), сохранения устойчивости, управляемости самолета (исключения волнового кризиса, реверса элеронов) и т. п. Ограничения V_{max} имеют форму запрета на превышение критического числа M , предельного значения скоростного напора $q_{\text{пред}}$, допустимых перегрузок $n_{\text{доп}}$ и т. п.

Режимы горизонтального полета. Прямая AB , параллельная оси абсцисс (рис. 5.5, а), пересекает кривую потребной мощности в двух точках, соответствующих углам атаки α_1 и α_2 и скоростям полета V_1 и V_2 . Это значит, что горизонтальный полет возможен на двух режимах с одинаковой затратой мощности.

Если прямую AB опускать вниз, то точки, соответствующие углам атаки α_1 и α_2 , сближаются, а потребная мощность уменьшается. Как только прямая становится касательной к кривой, углы атаки совмещаются в точке, соответствующей экономическому углу атаки. Следовательно, экономический угол атаки $\alpha_{\text{эк}}$ является границей между двумя режимами горизонтального полета.

К первому режиму относятся все скорости горизонтального полета от V_{max} до $V_{\text{эк}}$. На этом режиме углы атаки малы,

$\alpha_1 < \alpha_{\text{эк}}$, обтекание безотрывное, самолет устойчив и хорошо управляем.

Ко второму режиму относятся все скорости горизонтального полета от $V_{\text{эк}}$ до V_{\min} . На данном режиме углы атаки больше $\alpha_2 > \alpha_{\text{эк}}$. Нарушается плавность обтеканий из-за срывов потока на некоторых участках крыла, ухудшается поперечная устойчивость, снижается эффективность элеронов. В летной практике выход на вторые режимы полета нежелателен, так как может привести к потере скорости.

Для турбореактивных самолетов кривые потребной и располагаемой мощностей не строят, поэтому характерные скорости и режимы горизонтального полета определяют по кривым потребной и располагаемой тяги (рис. 5.5, б).

Границей первого и второго режимов горизонтального полета также является экономическая скорость $V_{\text{эк}}$, для получения которой используется минимальный режим работы двигателей. Однако минимальная по величине тяга $P_{\min} = G/K_{\text{max}}$ потребна для полета на $V_{\text{нв}}$ при $\alpha_{\text{нв}}$.

Влияние высоты на горизонтальный полет. Увеличение высоты полета приводит к увеличению $V_{\text{потр}}$ из-за уменьшения плотности воздуха. Формулы потребной скорости для высот H и $H=0$:

$$V_H = \sqrt{(2G)/(C_{y_{\alpha}} S \rho_H)}; \quad V_0 = \sqrt{(2G)/(C_{y_{\alpha}} S \rho_0)}.$$

Поделив первое уравнение на второе, получим:

$$V_H/V_0 = \sqrt{\rho_0/\rho_H} \quad \text{или} \quad V_H = V_0 \sqrt{\rho_0/\rho_H}.$$

Так как $\rho_0 > \rho_H; \sqrt{\rho_0/\rho_H} > 1$, то $V_H > V_0$.

Потребная сила тяги от высоты полета не зависит. В этом можно убедиться, сделав следующие преобразования:

$$P_H = C_{x_{\alpha}} S (\rho_H V_H^2/2), \quad \text{так как} \quad P_H = X_H;$$

$$P_0 = C_{x_{\alpha}} S (\rho_0 V_0^2/2), \quad \text{так как} \quad P_0 = X_0;$$

разделив первое выражение на второе, получим:

$$\frac{P_H}{P_0} = \frac{\rho_H V_H^2}{\rho_0 V_0^2} = \frac{\rho_H V_0^2 \rho_0/\rho_H}{\rho_0 V_0^2} = 1,$$

следовательно, $P_H = P_0$.

Потребная мощность с увеличением высоты полета увеличивается пропорционально потребной скорости: $N_H = P_H V_H; N_0 = P_0 V_0$.

Разделив первое уравнение на второе, получим:

$$N_H/N_0 = (P_H V_H)/(P_0 V_0) = V_H/V_0 = \sqrt{\rho_0/\rho_H}.$$

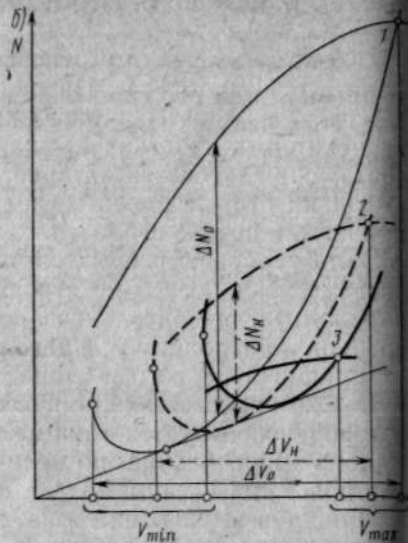
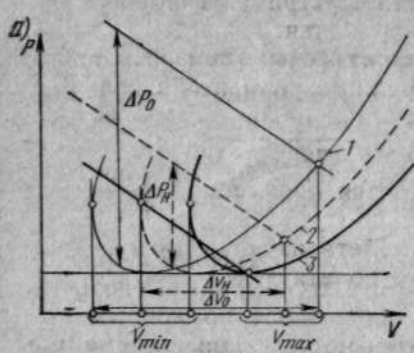


Рис. 5.6. Влияние высоты на характеристики горизонтального полета: а — на кривые потребной и располагаемой тяги; б — на кривые потребной и располагаемой мощностей; 1 — $H=0$; 2 — $H=2000$ м; 3 — $H=3000$ м

Тогда $N_H = N_0 \sqrt{\rho_0/\rho_H}$; $\rho_0 > \rho_H$; $\sqrt{\rho_0/\rho_H} > 1$, следовательно, $N_H > N_0$.

Влияние высоты на кривые потребной и располагаемой тяги и кривые потребной и располагаемой мощностей показано на рис. 5.6.

Из-за уменьшения плотности воздуха минимальная скорость горизонтального полета V_{min} с увеличением высоты полета увеличивается.

Предполагается, что двигатели невысотные и поэтому с увеличением высоты уменьшаются располагаемые тяга $P_{расп}$ и мощность $N_{расп}$, избытки тяги ΔP и мощности ΔN , максимальная скорость V_{max} и летный диапазон скоростей ΔV .

Влияние сжимаемости воздуха на горизонтальный полет. На больших скоростях полета вследствие сжимаемости воздуха возникает волновое сопротивление и резко увеличивается потребная сила тяги $P_{потр}$ (рис. 5.7). На скоростях полета $V_i > 700-800$ км/ч вследствие сжимаемости возрастает секундный расход воздуха через двигатель, повышается темпе-

Рис. 5.7. Влияние сжимаемости воздуха на характеристики горизонтального полета: 1 — с учетом сжимаемости; 2 — без учета сжимаемости

ратура торможения, а поэтому и температура в камерах сгорания. Располагаемая тяга $P_{расп}$ увеличивается.

Влияние массы самолета на горизонтальный полет. Скорость, потребная для горизонтального полета, пропорциональна \sqrt{mg} , т. е. если масса увеличится в 4 раза, то потребная скорость увеличится в 2 раза $V_{потр} = \sqrt{2G/(C_{y_a} S \rho)} = \sqrt{2mg/(C_{y_a} S \rho)}$.

Потребная тяга также увеличивается пропорционально массе самолета: $P_{потр} = G/K = mg/K$. Поэтому при увеличении массы самолета избыток тяги и максимальная скорость горизонтального полета уменьшаются.

3. Продолжительность и дальность полета

Определение продолжительности и дальности полета является одной из задач аэродинамического расчета самолета.

Под продолжительностью полета T понимается время, выраженное в часах, в течение которого самолет может совершать полет без дополнительной заправки топливом. Продолжительность полета складывается из времени, затрачиваемого на взлет, набор заданной высоты полета (эшелона), горизонтальный полет, снижение и посадку.

Для определения продолжительности горизонтального полета должны быть известны масса запаса топлива для горизонтального полета m_t и его часовой расход c_h , так как $T = m_t/c_h$.

Определение продолжительности горизонтального полета самолета с ТРД производится следующим образом. Часовой расход топлива для данной силовой установки

$$c_h = c_e P_{СУ},$$

где c_h — часовой расход топлива, кг/ч;
 c_e — удельный расход топлива, кг/Н·ч;
 $P_{СУ}$ — тяга силовой установки, Н.

Тяга $P_{СУ}$, создаваемая силовой установкой в горизонтальном полете, равна тяге $P_{потр}$ и поэтому зависит от скорости полета. После того как найдены все исходные величины, часовой расход топлива и продолжительность полета вычисляются как:

$$c_h = c_e P_{потр}; \quad T = m_t / (c_e P_{потр}).$$

Но так как для горизонтального полета $P_{потр} = G/K$, то после соответствующей подстановки получим формулу $T = (m_t K) / (c_e G_{сам})$, из которой следует, что продолжительность горизонтального полета реактивного самолета зависит от запаса топлива, его удельного расхода, веса самолета и его аэродинамического качества.

Наибольшую продолжительность полета реактивный самолет будет иметь при полете на наивыгоднейшей скорости, так как

при угле атаки $\alpha_{\text{нв}}$ аэродинамическое качество максимально (K_{max}):

$$T_{\text{max}} = (m_T K_{\text{max}}) / (c_e G_{\text{сам}}).$$

Определение продолжительности горизонтального полета поршневого самолета. Часовой расход топлива поршневого двигателя $c_h = c_e \cdot N_e$,

где c_e — удельный расход топлива, кг/Вт;

N_e — эффективная мощность двигателя, Вт.

Мощность силовой установки зависит от мощности, потребной для горизонтального полета

$$N_{\text{СУ}} = \sum N_e = N_{\text{потр}} / \eta,$$

где η — к. п. д. винта.

После соответствующей подстановки получим следующие формулы для определения часового расхода топлива и продолжительности горизонтального полета:

$$c_h = c_e (N_{\text{потр}} / \eta); \quad T = (m_T \eta) / (c_e N_{\text{потр}}).$$

Продолжительность полета поршневого самолета зависит от запаса топлива, его удельного расхода и потребной для горизонтального полета мощности. Косвенно продолжительность полета поршневого самолета зависит и от массы самолета, так как $N_{\text{потр}} = (GV/K) = (mgV/K)$.

Наибольшую продолжительность полета самолет будет иметь при $N_{\text{потр}} = N_{\text{min}}$, т. е. при экономической скорости полета на экономическом угле атаки $\alpha_{\text{эп}}$.

Дальность полета — это расстояние, выраженное в километрах, которое может пролететь самолет без заправки топливом. Дальность полета может быть определена как $L = 3,6 TV$.

Для самолета с ТРД дальность полета $L = 3,6V (m_T K) / (c_e G_{\text{сам}})$.

Приведенные формулы отражают только принцип расчета продолжительности и дальности горизонтального полета. Точный же расчет представляет большие трудности из-за необходимости учитывать непрерывное изменение массы топлива и самолета, влияние высоты полета, ветра и других факторов.

Экономическая эффективность. Одной из характеристик экономической эффективности самолета является показатель экономичности скорости $k_V = V/e$, где V — скорость полета, км/ч, e — себестоимость одного тонно-километра, т·км.

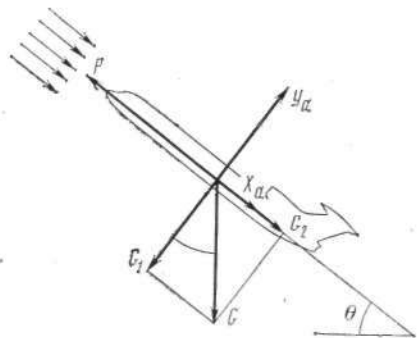


Рис. 5.8. Схема сил, действующих на самолет при наборе высоты

Снижение стоимости 1 т·км определяет прямые выгоды, которые выражаются в рублях. Например, если годовой объем перевозок равен 250 млн. т·км, а себестоимость 1 т·км уменьшилась на 10 коп, то прямые выгоды от этого составят $250\,000 \times 0,1 = 25$ млн. руб. Увеличение скорости полета сокращает время полета и определяет таким образом косвенные выгоды.

Следовательно, для увеличения k_V и повышения экономической эффективности самолета необходимо увеличивать скорость полета и уменьшать себестоимость 1 т·км. Последнее обеспечивается увеличением полезной загрузки самолета и сокращением километрового расхода топлива $c_{\text{км}}$. $c_{\text{км}} = c_h / V = (c_e P_{\text{потр}}) / V = (c_e G) / (KV)$.

Из формулы видно, что километровый расход топлива уменьшается, а экономичность полета увеличивается при увеличении аэродинамического качества самолета, скорости полета и уменьшении удельного расхода топлива. Экономическая эффективность самолета во многом зависит от условий его эксплуатации: бережного отношения к формам и поверхности самолета, тщательности регулирования двигателей, выбора режимов полета.

4. Набор высоты

Режим набора высоты — необходимый элемент движения самолета при взлете, выводе самолета на заданный эшелон и в других случаях полета, связанных с необходимостью увеличения высоты. Режимом набора высоты называется установившееся равномерное прямолинейное движение самолета вверх по траектории, наклонной к горизонту ($V = \text{const}$; $0 < \theta = \text{const}$; $V_y > 0$).

Схема сил и уравнения движения. В режиме набора высоты так же, как в горизонтальном полете, силы, действующие на самолет, условно приложены в центре тяжести (центре масс) (рис. 5.8). Вектор силы веса G действует вертикально вниз и в скоростной системе координат имеет составляющие: $G_1 = G \cdot \cos \theta$; $G_2 = G \cdot \sin \theta$. Сила тяги P условно направлена в сторону полета. Подъемная сила Y_a — перпендикулярна потоку; сила лобового сопротивления X_a — по потоку.

Равномерное прямолинейное движение возможно только при равновесии системы сил. При наборе высоты на самолет действует плоская система сходящихся сил, для равновесия которой необходимо и достаточно, чтобы сумма проекций сил на каждую из осей скоростной системы координат была равна нулю:

$$\sum F_{y_a} = Y_a - G \cos \theta = 0; \quad \sum F_{x_a} = P - G \sin \theta - X_a = 0.$$

После несложных преобразований уравнения приобретают вид: $Y_a = G \cdot \cos \theta$ — условие прямолинейности полета ($\theta = \text{const}$); $X_a = P - G \sin \theta$ — условие равномерности полета ($V = \text{const}$).

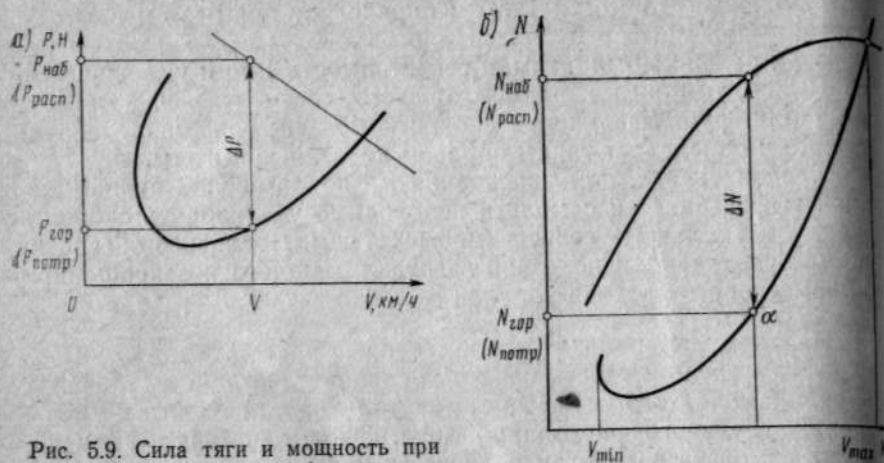


Рис. 5.9. Сила тяги и мощность при наборе высоты

Скорость при наборе высоты определяется из следующей системы уравнений:

$$Y_a = G \cdot \cos \theta; Y_a = C_{y_a} \cdot S (\rho V_{наб}^2 / 2).$$

Приравниваем правые части уравнений:

$$G \cos \theta = C_{y_a} S (\rho V_{наб}^2 / 2),$$

получим $V_{наб} = \sqrt{(2G \cos \theta) / (C_{y_a} S \rho)}$.

Так как $\sqrt{2G / C_{y_a} S \rho} = V_{гор}$, то $V_{наб} = V_{гор} \sqrt{\cos \theta}$.

При одинаковых углах атаки скорость при наборе высоты несколько меньше, чем в горизонтальном полете, так как $\cos \theta < 1$.

Сила тяги при наборе высоты. По схеме сил (см. рис. 58) видно, что сила тяги уравнивает лобовое сопротивление самолета и составляющую силы веса $P_{наб} = X_{aнаб} + G \sin \theta$.

При равных скоростях в режимах набора высоты и горизонтального полета силы лобового сопротивления равны между собой и потребной для горизонтального полета силе тяги, т. е. $X_{aнаб} = X_{aгор} = P_{гор}$.

После подстановки получим $P_{наб} = P_{гор} + G \sin \theta$, откуда следует, что при выполнении режима набора высоты необходима дополнительная тяга для уравнивания составляющей силы веса $\Delta P = G \sin \theta$. Таким образом, $P_{наб} = P_{гор} + \Delta P$, где ΔP — избыток тяги.

Этот вывод подтверждает и анализ кривых потребной и располагаемой тяг (рис. 5.9, а), который свидетельствует о том, что при некоторой скорости полета возможно выполнение режима набора высоты, так как существует избыток тяги $\Delta P = P_{расп} - P_{потр}$ где $P_{расп} = P_{наб}$; $P_{потр} = P_{гор}$.

Мощность при наборе высоты измеряется работой силы тяги за 1 с, поэтому

$$N_{наб} = P_{наб} V = (P_{гор} + \Delta P) V = P_{гор} V + \Delta P V,$$

где $P_{гор} V = N_{гор}$ — мощность, потребная для горизонтального полета; $\Delta P V = \Delta N$ — избыток мощности.

После соответствующих подстановок получаем $N_{наб} = N_{гор} + \Delta N$.

Из анализа зависимостей $N_{потр} = \varphi(V)$ и $N_{расп} = f(V)$ (рис. 5.9, б) следует, что при одинаковой скорости полета V мощность, необходимая для набора высоты $N_{наб} = N_{расп}$, больше, чем для горизонтального полета $N_{гор} = N_{потр}$ на величину избытка мощности ΔN .

Угол наклона траекторий. Из формулы $\Delta P = G \sin \theta$ видно, что угол наклона траектории зависит от избытка силы тяги и веса самолета

$$\sin \theta = \Delta P / G, \text{ следовательно } \theta = \arcsin (\Delta P / G).$$

Анализ кривых потребной и располагаемой тяг (рис. 5.10, а) дает возможность определить, что ΔP_{max} создается при $\alpha \approx \alpha_{эк}$ и поэтому θ_{max} имеет место на $\alpha_{эк}$ и $V_{эк}$.

Угол наклона траектории при наборе высоты — важная характеристика маневренности самолета. Современные истребители могут производить набор высоты при $\theta > 50^\circ$. Для самолетов ГА углы набора высоты не превышают $6-8^\circ$.

Максимальные скорости набора с увеличением угла наклона траектории уменьшаются. Это хорошо видно при сравнении кривых $P_{наб} = \varphi(V)$, построенных для разных θ (рис. 5.10, б). При увеличении угла наклона траектории составляющая веса $G_2 = G \sin \theta$ увеличивается, поэтому кривая $P_{наб} = \varphi(V)$ эквидистантно смещается вверх, а точки пересечения ее с кривой $P_{расп} = f(V)$ смещаются влево. Следовательно, максимальные скорости набора высоты уменьшаются.

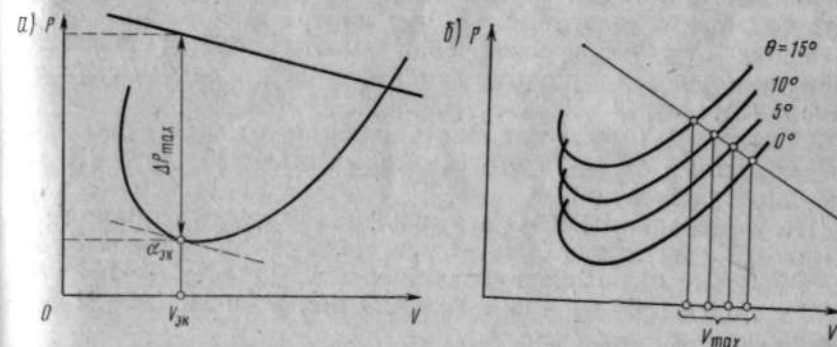


Рис. 5.10. Влияние θ на режим набора высоты: а — режим набора высоты при θ_{max} ; б — влияние θ на V_{max} при наборе высоты

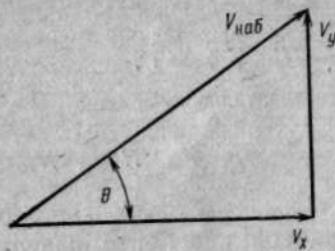


Рис. 5.11. Треугольник скоростей при наборе высоты

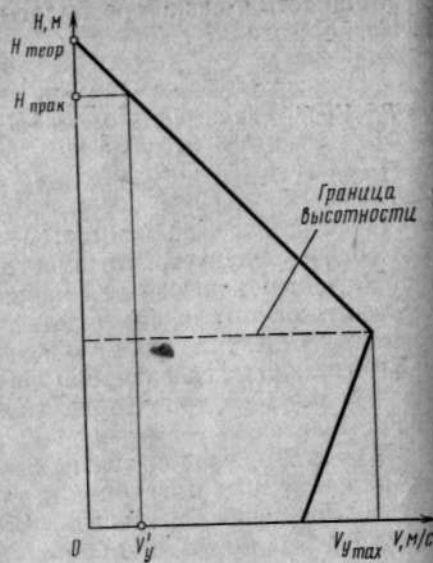


Рис. 5.12. Зависимость вертикальной скорости от высоты

Вертикальная скорость при наборе высоты — высота, набранная самолетом за 1 с.

Из треугольника скоростей (рис. 5.11) и формулы $\Delta P = G \sin \theta$ определим $\sin \theta$ и составим систему уравнений:

$$\sin \theta = V_y/V; \quad \sin \theta = \Delta P/G.$$

Решив ее относительно V_y , получаем

$$V_y = (\Delta P V)/G; \quad V_y = \Delta N/G.$$

Таким образом, вертикальная скорость создается за счет избытка мощности, который определяет режим движения самолета: в горизонтальном полете $\Delta N = 0$, при наборе высоты $\Delta N > 0$; при снижении $\Delta N < 0$. При увеличении высоты полета изменяется избыток мощности и поэтому изменяется вертикальная скорость (рис. 5.12).

Самолеты ГА могут выполнять набор высоты с вертикальными скоростями от 7—25 м/с (на малых высотах), до 3—10 м/с (на больших высотах).

По требованиям ИКАО вертикальная скорость самолетов на высоте 1500 м должна быть не менее 4,69 м/с. Самолеты Ту-154 и Ан-24 этому требованию удовлетворяют. Самолет Ту-154 ($m = 92$ т на $H = 1500$ м) имеет $V_y = 7,29$ м/с, а Ан-24 ($m = 21$ т на $H = 1500$ м) — $V_y = 6,7$ м/с.

Понятие о «потолке» самолета. Теоретический (статический) потолок — высота, на которой вертикальная скорость самолета стала бы равной нулю (см. рис. 5.12). Она представляет собой

предел, к которому самолет, выполняя режим набора высоты, приближается, но достичь не может, так как вблизи потолка $V_y \rightarrow 0$, следовательно, время набора высоты $t \rightarrow \infty$.

Практический (статический) потолок — высота, на которой вертикальная скорость самолета $V_y' = 0,5$ м/с. Практический потолок современных пассажирских самолетов соответствует $H = 8000 \div 13000$ м, а время его набора 20—60 мин.

Динамический потолок — высота, на которой кинетическая энергия самолета становится равной нулю. Он обычно выше статического. Дополнительная высота (динамическая добавка высоты) набирается за счет преобразования кинетической энергии самолета в потенциальную $\Delta E_{пот} = E_{кин}$ или $\Delta H G = (mV^2)/2$. Преобразуя это выражение, можно записать $\Delta H = mV^2/2mg$; или $\Delta H = V^2/2g$, где V — скорость полета на теоретическом (статическом) потолке. Можно записать $H_{дин} = H_{ст} + \Delta H$; $H_{дин} = H_{ст} + (V^2/2g)$.

Скороподъемность самолета характеризуется временем набора заданной высоты. На величину вертикальной скорости, «потолка» и скороподъемности самолета большое влияние оказывают масса самолета, температура воздуха, возможность форсирования двигателей и другие факторы.

Поляра скоростей режима набора высоты представляет собой кривую, огибающую концы векторов $V_{наб}$. Для удобства поляру переносят в прямоугольную систему координат с сеткой углов θ (рис. 5.13, а). Каждая точка поляры соответствует определенному углу атаки.

С помощью поляры скоростей можно по известной скорости $V_{наб}$ (скорость полета) определить α и θ , а также скорости V_y и V_x . Для этого из начала координат проводится дуга, радиус которой в масштабе равен $V_{наб}$. Точка пересечения этой дуги с полярой скоростей соответствует углу атаки, на котором производится полет. Проекция вектора $V_{наб}$ на ось абсцисс представляет

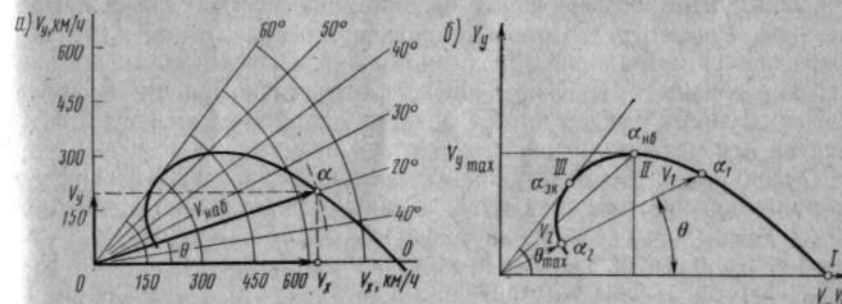


Рис. 5.13. Поляра скоростей при наборе высоты: а — пользование полярой; б — характерные точки на поляре скоростей и режимы набора высоты

собой V_x — горизонтальную скорость, а проекция вектора $V_{наб}$ на ось ординат V_y — вертикальную скорость. Угол подъема θ (при равных масштабах для V_y и V_x) определяется графически.

При разных масштабах угол наклона траектории

$$\theta = \arcsin(V_y/V_{наб}) \text{ или } \theta = \arccos(V_x/V_{наб}).$$

На поляре скоростей характерными являются следующие точки (рис. 5.13, б):

I — пересечения поляры с осью абсцисс: $\theta=0$; $V_y=0$, следовательно, $\Delta P=0$, $\Delta N=0$; $V_{x \max}$; точка соответствует максимальной скорости горизонтального полета;

II — касания поляры с прямой, параллельной оси абсцисс: $V_y \max$, следовательно, $\Delta N \max$, что имеет место при $\alpha_{пв}$ и $V_{пв}$. Это режим наибольшей скороподъемности;

III — касания поляры с прямой, проведенной из начала координат: $\theta \max$, следовательно, $\Delta P \max$, что имеет место при $\alpha_{эк}$ и $V_{эк}$. Это режим наибольшего наклона траектории.

При одном угле наклона траектории θ набор высоты может совершаться в различных режимах:

Первый — $\alpha_1 < \alpha_{эк}$; $V_1 > V_{эк}$; при увеличении угла атаки α угол наклона траектории θ увеличивается;

второй — $\alpha_2 > \alpha_{эк}$; $V_2 < V_{эк}$; при увеличении угла атаки α угол набора θ уменьшается.

Набор высоты осуществляется преимущественно на первом режиме, так как прямая зависимость между α и θ делает простым управление траекторией; отклоняя штурвал на себя, пилот обеспечивает одновременное увеличение α и θ . При больших скоростях полета самолет имеет хорошую устойчивость и управляемость. Набор высоты на втором режиме существенно усложняет управление траекторией из-за обратной зависимости между α и θ . Полет происходит на больших углах атаки, малых скоростях, при пониженной эффективности рулей и плохой устойчивости самолета.

Эксплуатационные факторы, влияющие на режим набора высоты. Рассмотренный выше режим набора высоты (идеальный) не учитывал эксплуатационные факторы, влияющие на его характеристики. К ним следует отнести изменение в полете тяговооруженности самолета $\Sigma P_{дв}/m_{сам}$, аэродинамического качества K и метеорологических условий полета.

Уменьшение тяговооруженности происходит чаще всего из-за нарушения работы двигателей, а увеличение связано с уменьшением массы самолета из-за расхода топлива. Уменьшение тяги на 1% приводит к уменьшению вертикальной скорости на 1,5—2%. Потери массы самолета на 1% вызывают увеличение потолка полета на 120—140 м. Уменьшение аэродинамического качества может происходить вследствие небрежного технического обслуживания, плохого ухода за обшивкой и остеклением или из-за обледенения самолета. При обледенении $P_{потр}$ возрастает

дополнительно из-за увеличения массы самолета. Следовательно, необходимый для создания V_y избыток тяги при обледенении самолета резко уменьшается, так как $\Delta P = P_{расп} - P_{потр}$.

Из метеорологических условий полета на режимы набора высоты наибольшее влияние оказывают давление и температура. Изменение этих параметров влияет не только на работу двигателей, но и на величину аэродинамических сил. Суммарное действие этих факторов постоянно изменяет параметры движения самолета θ , $V_{наб}$, V_y и др. Поэтому реальный набор высоты представляет собой неустановившееся криволинейное движение самолета в вертикальной плоскости.

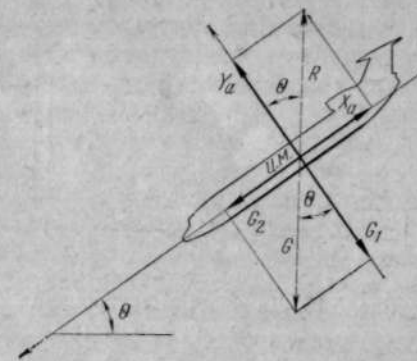


Рис. 5.14. Схема сил, действующих на самолет при планировании

5. Планирование самолета

Режимом планирования называется равномерное прямолинейное (установившееся) движение самолета вниз по траектории, наклонной к горизонту, при отсутствии силы тяги ($P=0$; $\theta > 0 = \text{const}$; $V = \text{const}$; $V_y < 0$).

Схема сил и уравнения движения. Траектория планирования составляет с горизонтом угол, называемый углом планирования θ (рис. 5.14). Силы, действующие на самолет, взаимно уравновешены и считаются приложенными в центре масс. Подъемная сила Y_a перпендикулярна потоку (траектории), сила лобового сопротивления X_a направлена по потоку, сила веса G — вертикально вниз. Сила тяги отсутствует ($P=0$). Следовательно, при планировании сила веса уравновешивается только аэродинамическими силами, а это возможно только тогда, когда вектор полной аэродинамической силы R_A окажется направленным вертикально вверх и будет равным весу самолета G .

При планировании угол наклона траектории всегда равен углу качества, так как они образованы взаимно перпендикулярными сторонами: Y_a и X_a — проекции полной аэродинамической силы соответственно на оси OY_a и OX_a ; G_1 и G_2 — проекции силы веса на те же оси координат.

Уравнения равновесия плоской системы сходящихся сил запишутся как:

$$\Sigma F_{y_a} = Y_a - G_1 = 0; \quad \Sigma F_{x_a} = G_2 - X_a = 0.$$

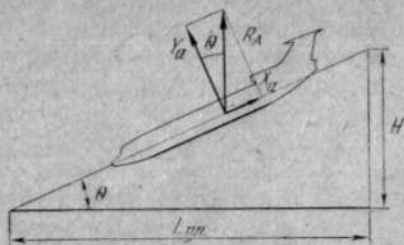


Рис. 5.15. Дальность планирования

Из схемы сил видно, что $G_1 = G \cdot \cos \theta$; $G_2 = G \cdot \sin \theta$. Поэтому уравнения равновесия сил приобретают следующий вид: $Y_a = G \cos \theta$ — условие прямолинейности полета; $X_a = G \sin \theta$ — условие равномерности полета. Таким образом, составляющие полной аэродинамической силы уравновешивают соответствующие составляющие силы веса.

Скорость планирования. Из формулы подъемной силы и условия прямолинейности составим систему уравнений и решим ее относительно $V_{пл}$.

$$Y_a = c_{y_a} S (\rho V_{пл}^2 / 2); \quad Y_a = G \cos \theta.$$

Приравняем правые части этих уравнений $c_{y_a} S (\rho V_{пл}^2 / 2) = G \cos \theta$

Из полученного выражения определим скорость планирования:

$$V_{пл} = \sqrt{(2G \cos \theta) / (c_{y_a} S \rho)}, \text{ но}$$

$$\sqrt{2G / (c_{y_a} S \rho)} = V_{гор}, \text{ поэтому } V_{пл} = V_{гор} \sqrt{\cos \theta}.$$

Следовательно, горизонтальный полет, подъем и планирование различаются только значениями угла θ . Для всех режимов прямолинейного полета скорости определяется по одной и той же формуле $V = \sqrt{[2G / (c_{y_a} \cdot S \cdot \rho)] \cdot \cos \theta}$.

Так как для горизонтального полета $\theta = 0$, а $\cos \theta = 1$, то

$$V_{гор} = \sqrt{[2G / (c_{y_a} S \rho)]}.$$

Дальность планирования — это расстояние по горизонтали, проходимое самолетом за время планирования (рис. 5.15). $L_{пл} = H \operatorname{ctg} \theta$. Угол планирования всегда равен углу качения, поэтому $L_{пл} = HK$. Эта формула справедлива только при отсутствии ветра.

При горизонтальном ветре дальность планирования

$$L_{пл} = HK \pm |Wt|,$$

где $\pm W$ — скорость попутного или встречного ветра, м/с;
 t — время действия ветра (время планирования), с;
 H — высота планирования, м.

При попутном ветре дальность планирования увеличивается, а при встречном — уменьшается.

Поляра скоростей при планировании (рис. 5.16, а) представляет собой кривую, огибающую концы вектора скорости планирования.

Поэтому каждая точка поляры соответствует определенному углу атаки. Отрезок прямой, соединяющий точку поляры с началом координат, — вектор скорости планирования $V_{пл}$. Проекция вектора $V_{пл}$ на ось абсцисс представляет собой горизонтальную составляющую скорости планирования V_x , а проекция на ось ординат — вертикальную составляющую скорости планирования V_y . Угол между $V_{пл}$ и осью абсцисс является углом планирования θ .

С помощью поляры скоростей можно по известной скорости полета $V_{пл}$ определить α , $\theta_{пл}$, V_x , V_y . Для этого (при условии, что поляра построена в равных масштабах для V_x и V_y) из начала координат проводим дугу, радиус которой в масштабе равен $V_{пл}$. Точка пересечения дуги с полярой будет соответствовать искомому углу атаки — α , а ее проекции на соответствующие оси координат покажут значения V_x и V_y .

Соединив полученную точку с началом координат, определим угол планирования (между соединяющей прямой и осью абсцисс) θ .

На поляре скоростей (рис. 5.16, б) характерными являются следующие точки:

I — пересечения поляры с осью ординат соответствует углу атаки нулевой подъемной силы α_0 , при котором $c_{y_a} = 0, V_x = 0$,

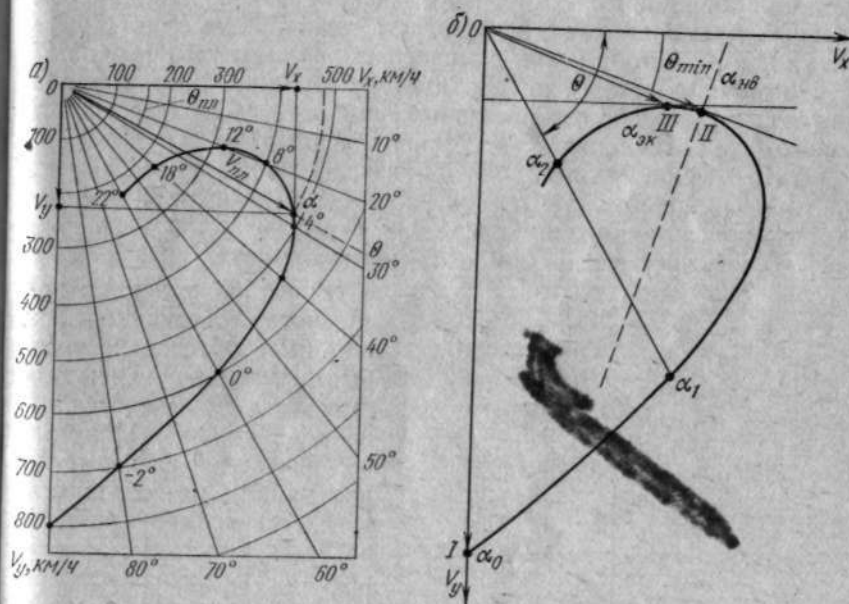


Рис. 5.16. Поляра скоростей при планировании:

а — пользование полярой; б — характерные точки на поляре скоростей и режимы планирования

$V_{y_{\max}}, \theta = 90^\circ$, самолет выполняет отвесное пикирование. Скорость отвесного пикирования $V_{\text{отв.пик.}} = V \sqrt{2G/(c_{x_a} S \rho)}$;

II — касания поляры с прямой, проведенной из начала координат, соответствует наивыгоднейшему углу атаки $\alpha_{\text{нв}}$, при котором $\theta_{\text{min}}, K_{\text{max}}, L_{\text{пл. max}}$ — наибольшая дальность планирования;

III — касания поляры с прямой, параллельной оси абсцисс, соответствует экономическому углу атаки $\alpha_{\text{эк}}$, при котором $V_{y_{\text{min}}}, t_{\text{пл. max}}$ — наибольшая продолжительность планирования.

Режимы планирования. При одном и том же угле наклона траектории $\theta > \theta_{\text{min}}$ планирование может совершаться на разных режимах.

Первый режим планирования: $\alpha_1 < \alpha_{\text{нв}}, V_1 > V_{\text{нв}}$, увеличение угла атаки вызывает уменьшением угла планирования.

Второй режим планирования: $\alpha_2 > \alpha_{\text{нв}}, V_1 < V_{\text{нв}}$, увеличение угла атаки вызывает увеличение угла планирования.

Границей режимов является наивыгоднейший угол атаки, при котором угол планирования минимальный.

На углах атаки $\alpha > \alpha_{\text{кр}}$ из-за срывного обтекания крыла коэффициент подъемной силы резко уменьшается. Подъемная сила становится меньше веса, и самолет парашютирует. При парашютировании самолет очень неустойчив, склонен к сваливанию на крыло и переходу в штопор.

Скоростное снижение. Для снижения самолета, кроме режима планирования, может применяться скоростное снижение. Скоростным называется установившееся снижение самолета при наличии достаточно большой положительной силы тяги (рис. 5.17).

Подъемная сила Y_a так же, как при планировании, уравновешивает нормальную составляющую силы веса $G \cos \theta$, а сила лобового сопротивления X_a уравновешивается суммой сил $P + G \sin \theta$. Скорость по траектории и дальность полета при скоростном снижении значительно больше, чем при планировании. При скоростном снижении с эшелона перед посадкой обеспечивается возможность ухода самолета на второй круг.

В особых условиях полета, когда безопасность может быть обеспечена только быстрым уменьшением высоты полета, применяется экстренное снижение. Например, при внезапной разгерметизации кабины на больших высотах, возникновении пожара, отказе системы электропитания и других случаях. Оно выполняется с максимально возможной вертикальной скоростью, которая

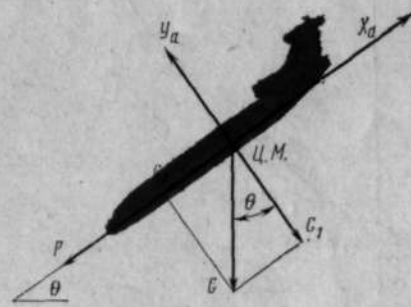


Рис. 5.17. Скоростное снижение самолета

достигается за счет увеличения угла наклона траектории снижения и скорости полета по траектории. Но при этом скорость не должна быть больше $V_{\text{пред}}$. Самолет Ту-154 с высоты 10 000 м выполняет экстренное снижение при скорости $V_{\text{пред}} = 575$ км/ч, угле наклона траектории $\theta = 15,4^\circ$ с вертикальной скоростью $V_y = 68,6$ м/с. Экстренное снижение самолета Ан-24 происходит при $V_{\text{пред}} = 540$ км/ч, с вертикальной скоростью $V_y = 30-40$ м/с. По мере снижения самолета приходится уменьшать угол наклона траектории θ и вертикальную скорость V_y , чтобы не выходить за пределы ограничений скорости полета по траектории.

Вопросы для повторения

1. Какие признаки имеет установившееся движение самолета?
2. Каким образом уравновешиваются силы, действующие на самолет в горизонтальном полете?
3. От каких факторов зависит потребная для горизонтального полета скорость? Чем опасен полет при V_{min} ?
4. При каком угле атаки тяга, потребная для горизонтального полета, минимальная? Подтвердите свое мнение формулой.
5. Что называется избытком силы тяги?
6. Как изменяются угол атаки и избыток силы тяги, если при постоянном режиме работы двигателя скорость полета увеличивается от $V_{\text{нв}}$ до V_{max} ?
7. Что называется избытком мощности? Зависит ли он от избытка силы тяги?
8. Какое влияние оказывает избыток тяги (или избыток мощности) на режим полета?
9. Как влияет масса самолета на потребную скорость и потребную силу тяги?
10. Как влияет масса самолета на продолжительность и дальность полета?
11. Чем различаются первый и второй режимы горизонтального полета?
12. Как влияет высота полета на избыток силы тяги ΔP , избыток мощности ΔN , минимальную скорость V_{min} и диапазон скоростей горизонтального полета ΔV ?
13. Каким образом уравновешиваются силы при режиме подъема?
14. Для какого полета — горизонтального или подъема — нужна большая скорость?
15. В каком полете необходима большая подъемная сила? Почему?
16. Что называется вертикальной скоростью самолета при подъеме? За счет чего она создается?
17. Как влияет высота полета на вертикальную скорость?
18. Какое различие в понятиях теоретического, практического и динамического потолка?
19. Чем различаются первый и второй режимы подъема? Где граница этих режимов?
20. Когда используется режим снижения с работающими двигателями? Почему?
21. Каким образом уравновешиваются силы, действующие на самолет при планировании?
22. Какие факторы влияют на скорость планирования?
23. Какие факторы влияют на дальность планирования?
24. Когда самолет имеет наибольшую дальность планирования?
25. Чем характерны особые режимы планирования: парашютирование, отвесное пикирование?
26. Чем различаются первый и второй режимы планирования, где граница между ними?

27. Определите массу самолета, если его сопротивление в горизонтальном полете $X_a = 40\,000$ Н, а аэродинамическое качество $K = 12$.

28. Определите аэродинамическое качество самолета при планировании с углом $\theta = 45^\circ$.

29. Масса самолета, совершающего горизонтальный полет, $m = 40\,000$ кг; коэффициент лобового сопротивления $c_{x_a} = 0,01$, сила тяги силовой установки $P = 40\,000$ Н.

Определите коэффициент подъемной силы c_{y_a} .

30. Самолет планирует с высоты $10\,000$ м и проходит за это время путь 100 км. Определите аэродинамическое качество самолета.

31. Набор высоты осуществляется за счет избытка силы тяги $\Delta l = 49\,000$ Н. Угол наклона траектории $\theta = 30^\circ$. Определите массу самолета.

32. Определите скорость горизонтального полета самолета вблизи земли, если $c_{y_a} = 0,8$, а удельная нагрузка на крыло равна 1568 Н/м².

33. Избыток мощности $\Delta N = 1960$ кВт, масса самолета $m = 40\,000$ кг. Определите вертикальную скорость.

34. Из-за выработки топлива масса самолета уменьшилась в $1,5$ раза. Как изменяются от этого потребная скорость и потребная тяга?

35. Как изменяется посадочная скорость самолета, если при отклонении закрылков c_{y_a} увеличивается от $0,7$ до $2,8$?

36. Самолет планирует 6 мин со скоростью $V = 360$ км/ч и за это время проходит путь по горизонтали, равный 18 км. Определите аэродинамическое качество самолета.

37. Как обеспечивается условие $H = \text{const}$ в горизонтальном полете?

38. Как обеспечивается условие $\theta = \text{const}$ при наборе высоты и при планировании?

39. Как обеспечивается условие $V = \text{const}$ в горизонтальном полете, при наборе высоты, планировании?

40. Как и почему изменяются избыток тяги и максимальная скорость горизонтального полета при увеличении массы самолета?

41. Как и почему изменяется располагаемая тяга $P_{\text{расп}}$, потребная тяга $P_{\text{потр}}$, избыток тяги ΔP , минимальная скорость V_{min} , максимальная скорость V_{max} , если в горизонтальном полете откажет один из двигателей?

42. Как и почему изменяются $P_{\text{расп}}$, $P_{\text{потр}}$, ΔP ; V_{min} , V_{max} , если в горизонтальном полете произойдет обледенение самолета?

43. Как следует изменить угол атаки и удельную нагрузку на крыло, чтобы уменьшить V_{min} ?

44. Назовите факторы, влияющие на продолжительность и дальность полета.

45. Как и почему изменяется ΔP ; ΔN ; ΔV при увеличении высоты полета?

46. Как направлен вектор подъемной силы в горизонтальном полете, при наборе высоты, планировании?

47. Определите лобовое сопротивление самолета массой 100 т при планировании по траектории с углом наклона $\theta = 30^\circ$.

48. Как уравниваются силы, действующие на самолет при наборе высоты?

49. Как следует изменить угол атаки и угол наклона траектории, чтобы при неизменном режиме работы двигателей обеспечить разгон самолета при наборе высоты?

50. При какой из перечисленных ниже скоростей полета набор высоты невозможен, при V_{min} ; $V_{\text{эк}}$; $V_{\text{нв}}$; V_{max} ? Почему?

51. Какую силу тяги должны создавать двигатели, чтобы обеспечить набор высоты при $\theta = 30^\circ$ С? Масса самолета $20\,000$ кг, аэродинамическое качество равно 10 .

52. Как следует изменить массу самолета, скорость полета, избыток тяги, чтобы обеспечить увеличение V_y при наборе высоты?

53. Как и почему изменится V_y при обледенении самолета в наборе высоты? Ответ подтвердите формулой.

54. Несколько самолетов одновременно в одной вертикальной плоскости из одной точки начали планирование, но по разным траекториям и с разной скоростью полета. Каково будет их взаимное расположение через 1 ч полета?

Глава 6. НЕУСТАНОВИВШЕЕСЯ ДВИЖЕНИЕ САМОЛЕТА

1. Взлет самолета

Движение самолета считается неустановившимся, если на него действуют неуравновешенные силы, вызывающие изменение скорости по величине и по направлению. В злете называется ускоренное движение самолета от начала разбега до высоты, на которой достигается безопасная скорость полета. Безопасной скоростью называется наименьшая скорость, при которой характеристики устойчивости и управляемости самолета достаточны для перевода самолета в установившийся набор высоты. Безопасная скорость на 25 — 30% больше минимальной.

Для современных самолетов применяют две схемы взлета (рис. 6.1): классическую для самолетов с поршневыми двигателями, при которой выдерживание производится на постоянной высоте (рис. 6.1, а); нормальную для самолетов с ТВД и ТРД, имеющих большой избыток тяги, при которой выдерживание не выполняется; самолет после отрыва производит разгон с набором высоты (рис. 6.1, б).

Взлет самолетов с поршневыми двигателями осуществляется в четыре стадии: разбег, отрыв, выдерживание (разгон) над землей и набор безопасной высоты. Взлет самолетов с ТВД и ТРД состоит из стадий: разбега, отрыва и разгона с набором высоты.

Стадии взлета. Разбег необходим для создания подъемной силы, способной оторвать самолет от земли.

На старте самолет устанавливается на оси ВПП. Затем проверяется работа двигателей и показание приборов, контролирующая работу двигателей и систем самолета. За счет отклонения средств механизации создается взлетная конфигурация самолета (для самолета Ту-154: $\delta_3 = 28^\circ$; $\varphi_{\text{стаб}} = -3^\circ$; интерцепторы убраны, подкрылки выпущены).

После получения разрешения на взлет двигатели выводятся на взлетный режим, плавно отпускаются тормоза колес и самолет начинает движение.

Существуют два способа выполнения разбега. При первом — движение на трех опорах производится до момента, когда руль высоты становится в достаточной степени эффективным, что соответствует скорости $V \approx (0,6 \div 0,7) V_{\text{отр}}$. Дальнейшее движение

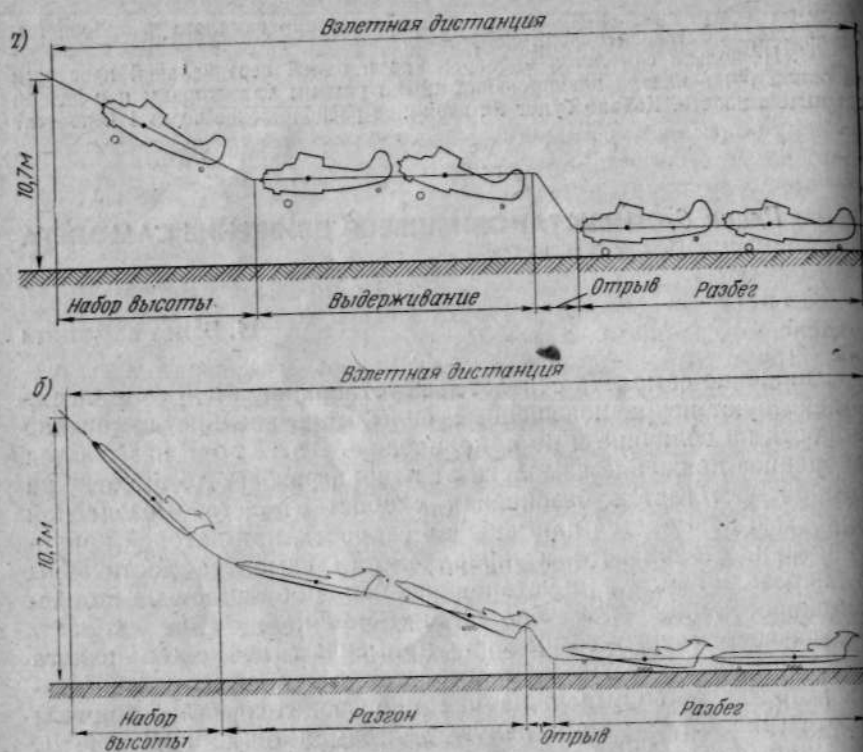


Рис. 6.1. Схема взлета самолета:
а — классическая; б — нормальная

самолета при разбеге происходит на основных колесах при угле атаки $3-4^\circ$. Только в момент отрыва самолета пилот переводит его на взлетный угол атаки.

При втором способе почти весь разбег совершается на трех опорах и при скорости, немного меньшей скорости отрыва. За $3-4$ с до отрыва пилот плавным, но энергичным отклонением штурвала на себя выводит самолет на взлетный угол атаки.

Разбег представляет собой прямолинейное ускоренное движение. Во время разбега на самолет действуют сила тяги двигательной установки P , сила веса самолета G , сила нормального давления N , сила трения колес $F_{тр}$, сила лобового сопротивления X_a , подъемная сила Y_a (рис. 6.2).

Неуравновешенная сила $\Delta P = P - (X_a + F_{тр})$ создает ускорение движения. В процессе разбега силы, действующие на самолет, непрерывно меняются. На старте при $V=0$ сила тяги P и сила трения $F_{тр}$ максимальны, а подъемная сила Y_a и лобовое сопротивление X_a равны нулю. Увеличение скорости движения вызывает некоторое уменьшение тяги P силовой установки, сила до-

бового сопротивления X_a и подъемная сила Y_a увеличиваются. Увеличение Y_a приводит к уменьшению (из-за уменьшения нормального давления) силы трения $F_{тр}$, но при этом неуравновешенная сила ΔP и создаваемое ею ускорение остаются почти постоянными.

Отрывом называется отделение самолета от земли. При отрыве подъемная сила крыла становится несколько больше силы веса и самолет начинает двигаться криволинейно. Приблизительно можно считать, что скорость отрыва на $10-15\%$ больше минимальной скорости самолета.

Выдерживанием называется разгон самолета над землей до скорости, достаточной для обеспечения нормальной устойчивости.

Для этого пилот постепенно отклоняет штурвал от себя, уменьшая угол атаки, а следовательно, и коэффициент подъемной силы крыла. При этом происходит увеличение скорости. Самолеты с РД имеют очень большой избыток тяги, поэтому разгон осуществляется с набором высоты.

Набор высоты представляет собой ускоренное прямолинейное движение самолета вверх по наклонной к горизонту траектории. Он начинается, как только скорость самолета на $15-20\%$ станет больше скорости отрыва. На высоте не менее $3-5$ м убираются шасси, на высоте не менее 120 м — закрылки. При взлете самолета Ту-154 уборка шасси начинается на высоте $5-8$ м, а уборка закрылков — 120 м при скорости $V=355$ км/ч. После уборки механизации продолжается разгон самолета до наиболее выгодной скорости набора высоты. Затем двигатели переводятся на номинальный режим.

Взлетные характеристики. Основными взлетными характеристиками самолета являются скорость отрыва, длина разбега и длина взлетной дистанции.

Скоростью отрыва называется скорость, при которой создается подъемная сила, обеспечивающая отделение самолета от земли

$$V_{отр} = \sqrt{2G / (C_{y_{a_{отр}}} S \rho)},$$

где $C_{y_{a_{отр}}}$ — коэффициент подъемной силы на угле атаки, при котором происходит отрыв, принимается равным $(0,8 \div 0,85) C_{y_{a_{max}}}$.

Скорость отрыва должна превышать не менее чем на 10% минимальную скорость самолета. Углы атаки при отрыве выби-

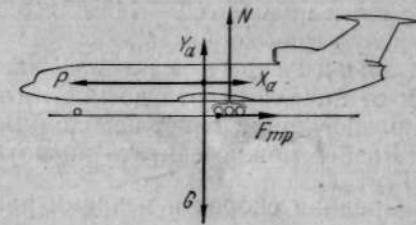


Рис. 6.2. Силы, действующие на самолет при разбеге

раются в пределах 9—11° для обеспечения достаточного запаса по углу атаки до срыва.

Длиной разбега называется путь, проходимый самолетом от начала старта до места отрыва самолета от земли. Длина разбега определяет необходимый размер ВПП.

Разбег можно считать равноускоренным движением: $L_{\text{разб}} = V_{\text{ср}} t_{\text{разб}}$.

Средняя скорость и время разбега могут быть определены как:

$$V_{\text{ср}} = V_{\text{отр}}/2; \quad t_{\text{разб}} = V_{\text{отр}}/j_{\text{ср}},$$

$$\text{тогда } L_{\text{разб}} = V_{\text{отр}}^2/2j_{\text{ср}},$$

где j — среднее ускорение на разбеге.

Длина разбега зависит от тех же факторов, от которых зависят скорость отрыва и ускорение самолета на разбеге.

Длина взлетной дистанции — это проекция на горизонтальную плоскость пути, пройденного самолетом при выполнении разбега, отрыва, выдерживания и набора высоты до 10,7 м.

Хорошие взлетные характеристики имеет самолет Ан-24 при $m=20\,000$ кг; $V_{\text{отр}}=180$ км/ч; $L_{\text{разб}}=550$ м; $L_{\text{взл.дист}}=1100$ м. Самолет Ту-154 при $m=9400$ кг имеет $V_{\text{отр}}=280$ км/ч; $L_{\text{разб}}=1200$ м.

Факторы, влияющие на взлетные характеристики самолета.

Взлетная масса самолета оказывает влияние на скорость отрыва $V_{\text{отр}} = \sqrt{2mg/(C_{y_{\text{отр}}} S \rho)}$, $X_a f(V)$ и силу трения колес.

Чем больше взлетная масса самолета, тем большее сопротивление он испытывает при разбеге (из-за увеличения $F_{\text{тр}}$ и X_a) и тем меньшее значение ускоряющей силы $\Delta P = P - (X_a + F_{\text{тр}})$ (см. рис. 6.2). Поэтому самолету для достижения скорости отрыва нужна большая длина разбега. Увеличение взлетной массы на 1 т увеличивает длину разбега на 40—50 м.

Тяга двигателей влияет прежде всего на избыток тяги, который определяет величину ускорения и длину разбега. Для получения максимального избытка силы тяги ΔP_{max} взлет выполняется на взлетном режиме работы двигателей. При малой взлетной массе допускается взлет на номинальном режиме работы двигателей. Для увеличения тяговооруженности самолета P/m на разбеге применяют ускорители взлета, которые после взлета сбрасываются с самолета.

Механизация крыла (щитки, закрылки и др.) позволяет при взлете уменьшить длину разбега. Выпуск закрылков увеличивает коэффициент подъемной силы c_{y_a} , за счет чего уменьшается скорость отрыва и значительно (до 50%) длина разбега. При взлете очень важно иметь большое значение аэродинамического качества. Поэтому взлетные углы отклонения механизации крыла всегда меньше, чем посадочные.

Каждый самолет имеет определенный взлетный угол отклонения закрылков: Ан-24 $\delta_a=15^\circ$; Ту-154 $\delta_a=28^\circ$.

Параметры воздуха. При повышении температуры, уменьшении атмосферного давления и плотности воздуха тяга силовой установки P , избыток тяги (ускоряющая сила) $\Delta P = P - (X_a + F_{\text{тр}})$ и ускорение j на разбеге уменьшаются. Одновременно из-за уменьшения ρ увеличивается скорость отрыва, поэтому время разбега, длина разбега и взлетная дистанция значительно увеличивается.

Иногда для обеспечения безопасности взлета при повышенных температурах и низком атмосферном давлении приходится уменьшать взлетную массу самолета.

Состояние поверхности ВПП характеризуется коэффициентом трения f колес о поверхность ВПП при разбеге.

Чем больше коэффициент трения, тем меньше ускоряющая сила ΔP и больше длина разбега. При взлете с полосы, покрытой мокрым снегом, длина разбега и длина взлетной дистанции значительно больше, чем при взлете с сухой бетонированной ВПП (при прочих равных условиях). В некоторых случаях длина разбега может увеличиваться в 1,5 раза. Таким образом, состояние ВПП — серьезный фактор, влияющий на безопасность взлета самолета.

Направление и скорость ветра. Длина разбега при ветре определяется как $L_{\text{разб}} = (V_{\text{отр}} \pm W)^2/(2j_{\text{ср}})$.

Встречный ветер увеличивает местную скорость обтекания крыла, и на меньшей длине разбега самолет приобретает скорость отрыва. Попутный ветер увеличивает длину разбега. Так, например, для самолета Ан-24 попутный ветер, имеющий скорость 1 м/с, увеличивает длину разбега на 25 м. Поэтому взлетать с попутным ветром не рекомендуется. Боковой ветер создает боковую аэродинамическую силу (за счет скольжения и вертикального оперения), стремящуюся развернуть самолет носом против ветра, и одновременно увеличивает подъемную силу и лобовое сопротивление на полукрыле со стороны ветра. Поэтому самолет стремится накрениться в направлении ветра, т. е. против разворота.

Уклон ВПП (рис. 6.3) приводит к уменьшению или увеличению ускоряющей силы за счет составляющей силы веса G_z , которая вычитается из нее или складывается с ней, создавая отрицательное или положительное приращение ускорения. При взлете самолета под уклон он приобретает большее ускорение и имеет меньшую длину разбега.

Аэродинамическое качество. При увеличении аэродинамического качества самолета создание подъемной силы, необходимой для отрыва самолета, происходит при меньшем сопротивлении самолета, т. е. на меньшей длине разбега. Для определения длины разбега с учетом действия всех факторов используют специальные графики — номограммы.

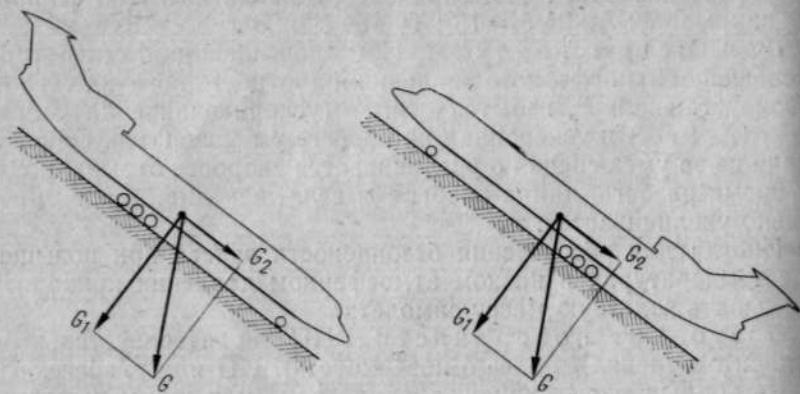


Рис. 6.3. Уклон ВПП увеличивает или уменьшает длину разбега

Характерными ошибками при выполнении взлета являются: отклонение от направления взлета, отрыв самолета от ВПП с трех точек и с большим углом атаки (взлет с подрывом). Все они могут привести к летным происшествиям.

2. Посадка самолета

Завершающий этап каждого полета самолета состоит из захода на посадку и собственно посадки.

При заходе на посадку на высоте 300—400 м выпускаются шасси, а на высоте не менее 150—200 м — закрылки. Выпуск закрылков производится на определенных для каждого самолета значениях скорости в два приема. Вертикальные скорости снижения после выпуска закрылков увеличиваются до 8—9 м/с, так как уменьшается аэродинамическое качество. При снижении пилот рассчитывает место приземления. Для уточнения расчета на посадку разрешается «подтягивать» самолет увеличением тяги двигателя или терять высоту скольжением самолета на крыло.

Посадкой называется замедленное движение самолета с высоты 15 м до полной его остановки (рис. 6.4). Путь, проходимый самолетом по горизонтали от места, соответствующего высоте 15 м, до полной остановки, называется посадочной дистанцией.

Стадии посадки. Собственно посадка самолета состоит из следующих стадий: предпосадочного снижения (планирования), выравнивания, выдерживания, приземления и пробега по земле.

Предпосадочное снижение не является чистым планированием. Для обеспечения возможности ухода на второй круг и своевременного «подтягивания» самолета снижение осуществ-

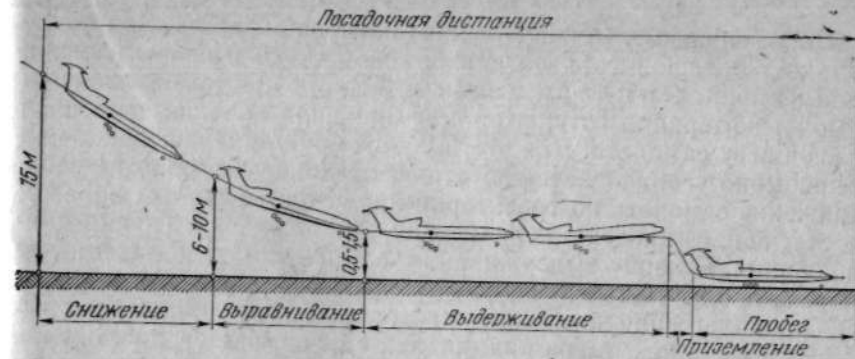


Рис. 6.4. Посадка самолета

ляется при работающих двигателях. Планирование самолета заканчивается на высоте 6—10 м.

Для выравнивания самолета (рис. 6.5) пилот отклоняет штурвал на себя, увеличивая угол атаки. При этом подъемная сила Y_a становится больше составляющей силы веса G_1 . Возникающая центробежная сила заставляет самолет двигаться криволинейно. Угол наклона траектории θ и вертикальная скорость V_y уменьшаются, выравнивание заканчивается на высоте 0,5÷1,5 м.

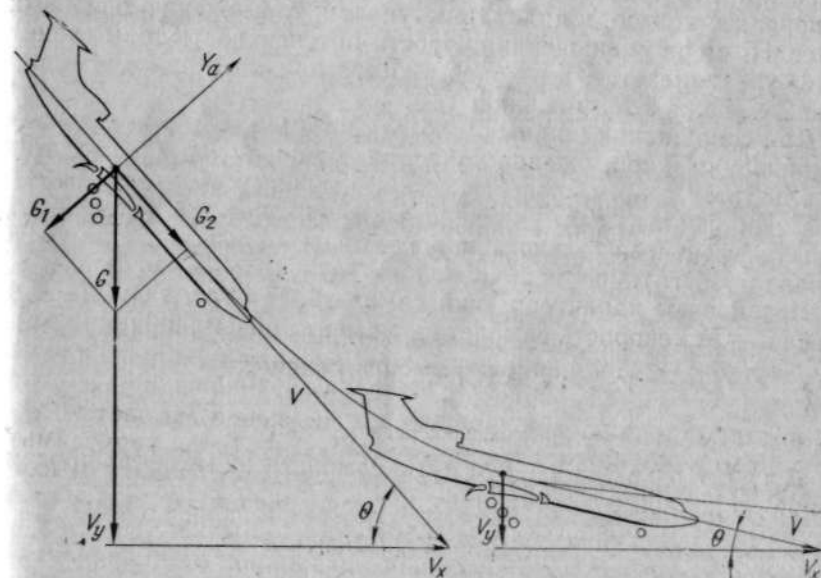


Рис. 6.5. Стадия выравнивания

После снижения (планирования) и выравнивания самолет еще обладает большой горизонтальной скоростью. Для уменьшения ее выполняется выдерживание. Чтобы при выдерживании самолет не терял высоту, его подъемная сила должна оставаться равной весу самолета. Для этого пилот во время выдерживания непрерывно увеличивает угол атаки, отклоняя штурвал на себя. Движение самолета по траектории происходит главным образом за счет запаса кинетической энергии, накопленной во время планирования. К концу выдерживания самолет должен находиться на высоте 0,15—0,25 м.

Для облегчения посадки и уменьшения нагрузок на шасси выгодно приземляться на минимальной скорости и, следовательно, на критическом угле атаки. Но полет на критическом угле атаки отличается плохой устойчивостью и стремлением самолета к сваливанию на крыло, поэтому посадку производят при угле атаки меньше критического на 2—3°. Этот угол атаки $\alpha_{\text{пос}}$ называется посадочным, как и соответствующий ему коэффициент подъемной силы $C_{y_{\alpha_{\text{пос}}}}$.

Приземление самолета осуществляется с небольшим парашютированием. Современные самолеты, имеющие шасси с передним колесом, совершают посадку на основные колеса.

Пробег самолета является заключительной стадией посадки. После касания земли самолет совершает пробег на главных колесах приблизительно 80—100 м, после чего плавно опускается на переднее колесо, и пилот приступает к торможению основных колес. По мере уменьшения скорости интенсивность торможения колес увеличивается, и в конце пробега при необходимости применяется полное торможение.

Для сокращения длины пробега, кроме взлетно-посадочной механизации и торможения колес, на турбовинтовых самолетах используется режим «реверса тяги» воздушных винтов (Ан-24), а на турбореактивных — «реверс тяги» боковых двигателей, который эффективен только при достаточно большой скорости (в начале пробега).

Посадочные характеристики самолета. Посадочная скорость — это скорость самолета в момент приземления

$$V_{\text{пос}} = 0,95 \sqrt{(2m_{\text{пос}}g)/(C_{y_{\alpha_{\text{пос}}}} S_p)},$$

где 0,95 — коэффициент, учитывающий влияние земли.

Длина пробега — это путь самолета от момента приземления до полной его остановки

$$L_{\text{проб}} = V_{\text{пос}}^2 / (2j_{\text{ср}}),$$

где $j_{\text{ср}}$ — средняя величина ускорения (замедления) самолета при пробеге.

Длина посадочной дистанции — проекция на землю пути, проходимого самолетом при выполнении последовательных

стадий посадки: снижения, выравнивания, выдерживания и пробега $L_{\text{пос.дист}} = (1,2 \div 2,5) L_{\text{проб}}$.

Посадочные характеристики зависят от условий, при которых выполняется посадка, посадочной массы самолета и других факторов.

Факторы, влияющие на посадочные характеристики самолета.

Посадочная масса самолета оказывает влияние на величину посадочной скорости, но не на ускорение при пробеге, так как при увеличении веса самолета в такой же степени возрастают тормозящие силы трения колес и сила лобового сопротивления. Поэтому длина пробега и посадочной дистанции находятся в такой же зависимости от веса, как и посадочная скорость:

$$L_{\text{проб}} = V_{\text{пос}}^2 / (2j_{\text{ср}}); \quad L_{\text{пос.дист}} = (1,2 \div 2,5) V_{\text{пос}}^2 / (2j_{\text{ср}}).$$

Механизация крыла. Отклонение закрылков увеличивает несущую способность крыла и поэтому уменьшает посадочную скорость самолета и длину пробега. Одновременно уменьшается аэродинамическое качество за счет увеличения коэффициента C_{x_a} . Это увеличивает угол снижения (планирования), следовательно, уменьшает посадочную дистанцию.

Средства торможения. Торможение основных колес начинается при касании передней опоры самолета ВПП. Оно уменьшает длину пробега на 20—30%. Торможение самолетов реверсом тяги винтов или двигателей сокращает длину пробега до 40%. Особенно выгодно использовать реверс тяги при пробеге по облесенной ВПП, когда опасно применение торможения колес. При пользовании тормозным парашютом длина пробега уменьшается на 30—40%. Применение воздушных тормозов (щитков, интерцепторов) сокращает длину пробега на 5—10%. Тормозной эффект любого тормозного средства будет наибольшим при использовании его на определенных скоростях движения самолета. Запаздывание в отклонении интерцепторов на 1,5—2 с увеличивает длину пробега на 100—150 м. Выпуск парашюта на скорости 180 вместо 230 км/ч уменьшает его эффект на 35%.

Ветер. Посадку следует всегда выполнять при встречном ветре, так как попутный увеличивает посадочную дистанцию. На каждый 1 м/с скорости попутного ветра длина пробега увеличивается на 25 м. Посадка с попутным ветром разрешается при его скорости не более 5 м/с. Посадка с боковым ветром опасна, так как может вызвать снос самолета с креном и разворотом на ВПП, и требует большого внимания от пилота.

Параметры воздуха. Повышение температуры, уменьшение давления и плотности окружающего воздуха вызывают увеличение посадочной скорости и возрастание посадочной дистанции.

Состояние и уклон ВПП влияют на величину тормозящей силы при пробеге. Наименьшая длина пробега получается

при посадке на сухую бетонированную полосу. При пробеге на полосе, имеющей угол наклона, из-за составляющей веса самолета длина пробега изменяется: пробег под углом больше, чем пробег с подъемом на уклон.

При посадке возможны следующие наиболее характерные ошибки: высокое выравнивание, взмывание, «козел» (приземление с последующим отделением от земли). Они происходят из-за невыполнения пилотом установленных правил посадки по скорости и высоте и неправильного распределения внимания. Все перечисленные ошибки происходят из-за резкого отклонения штурвала на себя на разных стадиях посадки и могут привести к летному происшествию.

3. Понятия о перегрузках

Все силы, действующие на самолет, делятся на массовые (объемные), приложенные в центрах масс самолета, и поверхностные, приложенные к поверхности самолета.

К массовым силам относятся вес самолета и силы инерции, возникающие при полете с ускорением. Поверхностными являются аэродинамические силы, сила тяги силовых установок, силы реакции земли. В соответствии с принципом Даламбера массовые силы всегда уравновешены поверхностными (рис. 6.6).

Перегрузкой самолета называется вектор, величина которого равна отношению геометрической суммы поверхностных (или массовых) сил к весу самолета, а направление совпадает с направлением ускорения $\vec{n} = \sum \vec{F}_{\text{пов}} / G$.

Как всякий вектор, перегрузка может быть разложена на составляющие. В связанной системе координат имеем следующие составляющие перегрузки (рис. 6.7):

$$\text{нормальная } n_y = \sum (F_{\text{пов}})_y / G;$$

$$\text{продольная } n_x = \sum (F_{\text{пов}})_x / G;$$

$$\text{поперечная } n_z = \sum (F_{\text{пов}})_z / G,$$

где $\sum (F_{\text{пов}})_y$; $\sum (F_{\text{пов}})_x$; $\sum (F_{\text{пов}})_z$ — сумма проекций поверхностных сил на соответствующие оси координат.

При расчете самолета на прочность учитывается только нормальная составляющая перегрузки n_y , так как ее направление совпадает с направлением наименьшей прочности крыла, а величина значительно больше двух других составляющих.

На летных углах атаки сумма проекций поверхностных сил на направление оси OY приблизительно равна подъемной силе самолета. Поэтому перегрузкой можно считать отношение подъемной силы к весу самолета $n = \sum (F_{\text{пов}})_y / G = Y_a / G$.

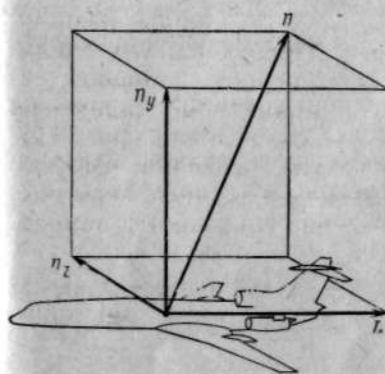
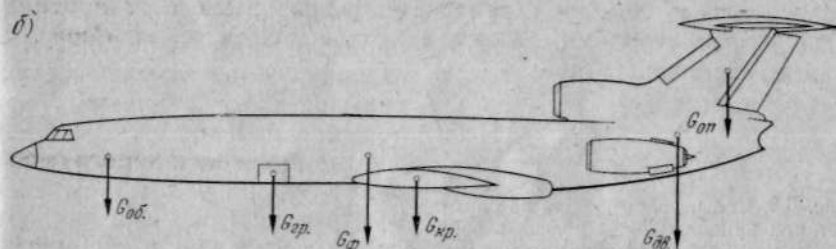
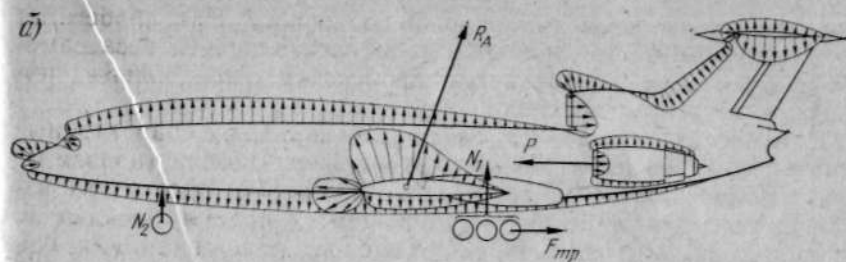


Рис. 6.6. Силы, действующие на самолет:
а — поверхностные; б — массовые

Рис. 6.7. Перегрузка и ее составляющие

Составим сумму проекций поверхностных сил на оси скоростной системы координат для горизонтального полета (см. рис. 5.1):

$$\sum (F_{\text{пов}})_y = Y_a; \quad \sum (F_{\text{пов}})_x = P - X_a = 0;$$

$$\sum (F_{\text{пов}})_z = 0.$$

Следовательно, векторная сумма поверхностных сил равна их проекции на ось OY и приблизительно равна подъемной силе самолета $\sum \vec{F}_{\text{пов}} = \sum (F_{\text{пов}})_y = Y_a$, а перегрузка равна отношению подъемной силы к весу самолета $n = Y_a / G$. Но при выполнении режима горизонтального полета $Y_a = G$. Таким образом, в горизонтальном полете перегрузка равна единице $\vec{n} = n_y = 1$.

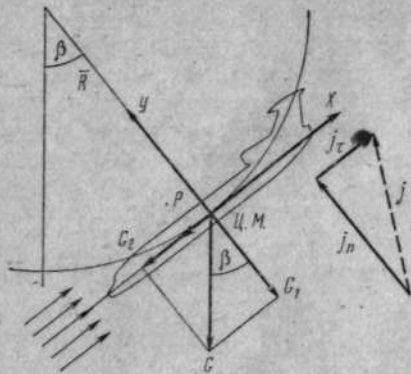


Рис. 6.8. Силы, действующие на самолет при криволинейном полете в вертикальной плоскости

Причиной появления перегрузок в полете с ускорением являются инерционные силы, так как для их уравновешивания приходится увеличивать подъемную силу или силу тяги. Если $Y_a > G$, то $n_y > 1$, если $P > X_a$, то $n_x > 0$.

В некоторых случаях неустановившегося полета инерционные силы направлены в сторону, обратную действию силы веса, тогда для их уравновешивания должно быть изменено направление подъемной силы. Это приводит к появлению отрицательных перегрузок или к состоянию невесомости.

4. Криволинейный полет самолета в вертикальной плоскости

Криволинейный полет в вертикальной плоскости (вертикальный маневр) осуществляется при выходе из пикирования или крутого планирования, при выполнении «горки», стадии выравнивания на посадке самолета, при переходе из горизонтального полета к набору высоты и других случаях полета.

Схема сил. Положение самолета на траектории определяется величиной радиуса-вектора R и углом его отклонения от вертикали β (рис. 6.8).

На самолет действуют следующие силы, условно приложенные в центре масс: подъемная сила Y_a , направленная перпендикулярно потоку, сила лобового сопротивления X_a — по потоку, сила веса — вертикально вниз (разложена на составляющие G_1 и G_2) и сила тяги P — по движению самолета. Силы не уравновешены и поэтому создают ускорение j . Вектор ускорения складывается на составляющие

$$\vec{j} = \vec{j}_\tau + \vec{j}_n,$$

где \vec{j}_τ — касательная составляющая ускорения, вызывает изменение скорости по величине;

\vec{j}_n — нормальная составляющая ускорения, вызывает изменение скорости по направлению.

Обычно касательное ускорение невелико и при расчете самолета на прочность не учитывается; пренебрегая величиной j_τ , будем считать, что $X_a = P + G_2$ и величина скорости полета постоянна.

Нормальное ускорение j_n создается неуравновешенной силой $Y_a - G_1$, действующей перпендикулярно траектории. Применяя второй закон Ньютона, получим: $Y_a - G_1 = m j_n$.

Составляющая веса G_1 определяется по схеме сил $G_1 = G \times \cos \beta$. Нормальное ускорение $j_n = V^2/R$.

После соответствующей подстановки выражение будет иметь вид: $Y_a - G \cos \beta = (GV^2)/(gR)$ и подъемная сила определится как

$$Y_a = G \cos \beta + [(GV^2)/(gR)],$$

где $(GV^2)/(gR)$ — центробежная сила.

Сравнивая эту формулу с условием прямолинейности при планировании, получим: в криволинейном полете $Y_a = G \cos \beta + [(GV^2)/(gR)]$; при планировании $Y_a = G \cdot \cos \beta$.

Из сравнения видно, что для нарушения условия прямолинейности подъемная сила в криволинейном полете должна быть больше, чем в соответствующем прямолинейном полете на величину центробежной силы, т. е. для преодоления инерции движения необходима неуравновешенная сила. Подъемную силу самолета считают его нагрузкой.

В нижней точке траектории $\beta = 0$; $\cos \beta = 1$ (максимальный), тогда $Y_{a \max} = G + (GV^2)/(gR)$.

Максимальную нагрузку самолет испытывает в нижней точке траектории.

Перегрузка. Определим перегрузку, действующую на самолет при выполнении вертикального криволинейного маневра

$$n_y = Y_a/G; \quad Y_a = G \cos \beta + (GV^2)/(gR);$$

$$n_y = \frac{G \cos \beta + [(GV^2)/(gR)]}{G}; \quad n_y = \cos \beta + [V^2/(gR)].$$

Максимальная перегрузка создается в нижней точке траектории:

$$n_{y \max} = Y_{a \max}/G = \frac{G + [(GV^2)/(gR)]}{G}; \quad n_{y \max} = 1 + [V^2/(gR)].$$

Перегрузка тем больше, чем меньше радиус кривизны траектории и больше скорость полета.

5. Правильный вираж

Правильным виражом называется равномерное движение самолета по криволинейной траектории в горизонтальной плоскости с постоянным радиусом и углом крена.

Признаками правильного виража являются: $V = \text{const}$; $H = \text{const}$; $R_{\text{вир}} = \text{const}$; $\gamma = \text{const}$.

Схема сил (рис. 6.9). Движение совершается под действием пространственной системы сил.

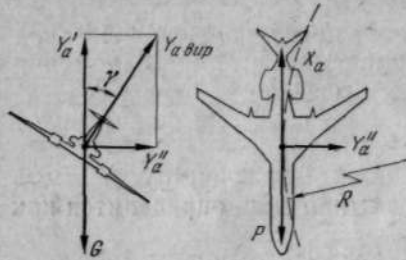


Рис. 6.9. Силы, действующие на самолет при выполнении правильного виража

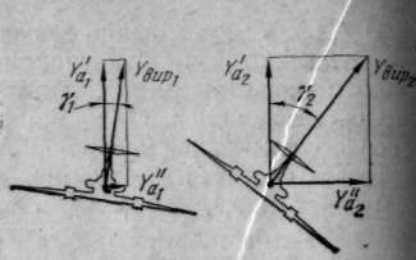


Рис. 6.10. Зависимость перегрузки от угла крена

Сила лобового сопротивления $X_{a\text{вир}}$ уравнивается силой тяги $P_{\text{вир}}$. Подъемная сила $Y_{a\text{вир}}$ лежит в плоскости симметрии самолета, отклоненной от вертикали на угол γ , называемый углом крена; вертикальная составляющая подъемной силы Y_a' уравнивает силу веса самолета G ; горизонтальная составляющая подъемной силы Y_a'' остается неуравновешенной.

Условия, необходимые для выполнения этого режима, можно записать в виде уравнений:

$$X_{a\text{вир}} = P_{\text{вир}} \text{ — условие равномерности } (V = \text{const});$$

$$Y_a' = G \text{ — условие горизонтальности } (H = \text{const}).$$

Радиус виража. Всякая неуравновешенная сила создает ускорение. Сила Y_a'' создает нормальное ускорение, так как действует по нормали к траектории полета:

$$Y_a'' = m j_n,$$

$$\text{где } m = G/g; j_n = V^2/(R_{\text{вир}}).$$

После соответствующих подстановок уравнение примет вид:

$$Y_a'' = (GV^2)/(gR).$$

По схеме сил видно, что $Y_a'' = G \text{ tg } \gamma$. Следовательно, $GV^2/(gR) = G \text{ tg } \gamma$.

Отсюда найдем радиус виража $R_{\text{вир}} = V^2/(g \text{ tg } \gamma)$. Радиус виража тем меньше, чем меньше скорость полета и больше угол крена. Радиус виража является важной характеристикой маневренности самолета.

Перегрузка на вираже. Пользуясь определением перегрузки, можно написать $n_{\text{вир}} = Y_{a\text{вир}}/G$, но $Y_{a\text{вир}} = G/\cos \gamma$.

Выполнив соответствующую подстановку, получим формулу перегрузки $n_{\text{вир}} = 1/\cos \gamma$, из которой следует, что чем больше угол крена, тем больше перегрузка на вираже (рис. 6.10).

При постоянном значении подъемной силы Y_a увеличение угла крена уменьшает вертикальную составляющую подъемной

силы $Y_{a\text{вир}}$. Для сохранения горизонтальности полета необходимо, чтобы вертикальная составляющая подъемной силы оставалась равной весу самолета, поэтому $Y_{a\text{вир}1} \cos \gamma_1 = Y_{a\text{вир}2} \cos \gamma_2 = G$.

Если учесть, что $\cos \gamma_2 < \cos \gamma_1$, то $Y_{a\text{вир}2}$ должна быть больше, чем $Y_{a\text{вир}1}$. Таким образом, чтобы при увеличении угла крена уравновесить вес самолета, приходится увеличивать подъемную силу $Y_{a\text{вир}}$, а значит, и перегрузку.

Скорость на вираже. Для определения скорости на вираже составляется система уравнений из формулы подъемной силы и условия горизонтальности и решается относительно $V_{\text{вир}}$:

$$Y_{a\text{вир}} = c_{y_a} S (\rho V_{\text{вир}}^2/2);$$

$$Y_a' = G \text{ или } Y_a' = Y_{a\text{вир}} \cdot \cos \gamma = G;$$

$$\text{отсюда } Y_{a\text{вир}} = G/\cos \gamma = c_{y_a} S (\rho V_{\text{вир}}^2/2);$$

$$V_{\text{вир}} = \sqrt{[2G/(c_{y_a} S \rho)] (1/\cos \gamma)}, \text{ но } \sqrt{[2G/(c_{y_a} S \rho)]} = V_{\text{гор}};$$

$$\sqrt{1/\cos \gamma} = \sqrt{n_{\text{вир}}}, \text{ поэтому } V_{\text{вир}} = V_{\text{гор}} \sqrt{n_{\text{вир}}}.$$

При вираже скорость полета должна быть больше, чем в горизонтальном полете на том же угле атаки, так как $n_{\text{вир}} > 1$. Объясняется это тем, что за счет крена для уравнивания силы веса на вираже нужна большая подъемная сила.

Тяга на вираже. Сила тяги на вираже определяется из условия равномерности полета:

$$P_{\text{вир}} = X_{a\text{вир}} = C_{x_a} S (\rho V_{\text{вир}}^2/2), \text{ но } V_{\text{вир}} = V_{\text{гор}} \sqrt{n_{\text{вир}}} = V_{\text{гор}} (n_{\text{вир}})^{1/2}.$$

$$P_{\text{вир}} = C_{x_a} S [(\rho V_{\text{гор}}^2 n_{\text{вир}})/2],$$

$$P_{\text{гор}} = C_{x_a} S (\rho V_{\text{гор}}^2/2).$$

Следовательно, $P_{\text{вир}} = P_{\text{гор}} \cdot n_{\text{вир}}$. Для выполнения виража нужна большая сила тяги, чем для выполнения горизонтального полета.

Вопросы для повторения

1. Назовите признаки неустановившегося движения самолета.
2. Чем отличается взлет реактивных самолетов от взлета поршневых?
3. От каких факторов зависит скорость отрыва?
4. Как влияет масса самолета на его взлетные характеристики?
5. Что делается для уменьшения длины разбега?
6. Зависит ли длина разбега от температуры воздуха? Почему?
7. Какие факторы влияют на величину посадочной скорости?
8. Что делается для уменьшения $V_{\text{пос}}$ и длины пробега?
9. Влияет ли высота аэродрома на длину пробега? Каким образом?
10. Как изменяются силы, действующие на самолет в процессе разбега? Какие силы следует отнести к поверхностным, а какие к массовым?

11. Как изменяются параметры движения самолета в процессе выполнения выравнивания?
12. Какие силы действуют на самолет в криволинейном полете? Какие из них массовые и какие поверхностные?
13. Что называется перегрузкой самолета?
14. Когда возникают перегрузки и почему?
15. Какие факторы влияют на перегрузку? Запишите формулу коэффициента перегрузки, возникающей при криволинейном полете самолета в вертикальной плоскости.
16. Как создается неуравновешенная сила, необходимая для выполнения виража?
17. Запишите формулу коэффициента перегрузки при вираже.
18. Как можно уменьшить радиус виража? Докажите формулой.
19. Почему для выполнения правильного виража подъемная сила должна стать больше веса самолета? Что для этого делается?
20. Влияет ли высота полета на радиус виража? Докажите.
21. Определите коэффициент перегрузки самолета, выполняющего вираж со скоростью $V_{вир}=400$ км/ч, если известно, что горизонтальный полет на том же угле атаки самолет выполняет со скоростью $V_{гор}=200$ км/ч.
22. Определите подъемную силу самолета в полете с перегрузкой $n_y=1,5$. Масса самолета $m=20\ 000$ кг.
23. При каком угле крена самолет выполняет правильный вираж радиусом $R=1000$ м со скоростью $V=360$ км/ч?
24. Можно ли выполнить правильный вираж при $\gamma=90^\circ$? Почему?
25. Подъемная сила самолета при вираже в 2 раза больше его веса. Определите угол крена и коэффициент перегрузки.
26. Определите скорость самолета, если при выходе из пикирования теряется 900 м высоты и создается перегрузка $n_y=2,6$.
27. Как поведет себя самолет, если при планировании запустить двигатели? Почему?
28. Создается ли перегрузка при взлете и при посадке? На каких стадиях?
29. Как изменится движение самолета, если в горизонтальном полете возникает крен? Как можно сохранить высоту полета?
30. Какое движение будет совершать самолет, если при выполнении режима горизонтального полета произойдет отказ двигателя, расположенного в фюзеляже?

Раздел III. РАВНОВЕСИЕ, УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Глава 7. РАВНОВЕСИЕ САМОЛЕТА

1. Центровка самолета

Понятие о средней аэродинамической хорде крыла (САХ). Под САХ понимается хорда некоторого условного прямоугольного крыла, эквивалентного данному. Крыло считается эквивалентным данному, если оно имеет такую же площадь и такие же коэффициенты аэродинамических сил и моментов.

Величину и положение САХ чаще всего находят графически (рис. 7.1). Для этого в масштабе вычерчивается полукрыло. На продолжении корневой хорды откладывается отрезок, равный концевой хорде, а на продолжении концевой хорды — отрезок, равный корневой хорде. Полученные точки A и B соединяются вспомогательной линией. Вторая вспомогательная линия соединяет середины хорд. Через точки O пересечения вспомогательных линий проводится прямая, параллельная хордам крыла. Ее отрезок от передней до задней кромок крыла и является САХ. Средняя аэродинамическая хорда биплана расположена между САХ верхнего и нижнего крыльев на расстоянии, обратно пропорциональном их площадям.

Длина САХ биплана ограничена прямыми, соединяющими передние и задние кромки верхнего и нижнего крыльев.

Центровка самолета. Центром масс самолета называется точка приложения равнодействующей сил веса всех частей самолета, его систем, оборудования, пассажиров, грузов.

Если переднюю кромку САХ принять за начало координат, то положение центра масс самолета будет определяться координатами $x_{ц.м.}$, $y_{ц.м.}$ и $z_{ц.м.}$ (рис. 7.2). Координаты $y_{ц.м.}$ и $z_{ц.м.}$ практически постоянны, поэтому для определения положения центра масс самолета достаточно знать координату $x_{ц.м.}$.

Центровкой самолета называется координата $x_{ц.м.}$, выраженная в процентах от длины САХ.

$$\bar{x}_{ц.м.} = (x_{ц.м.}/b_a) 100,$$

где $\bar{x}_{ц.м.}$ — центровка самолета, % САХ;

$x_{ц.м.}$ — координата центра масс относительно передней кромки САХ;

b_a — длина САХ, м.

Если центровка самолета равна 25%, то это значит, что центр масс самолета находится на расстоянии $1/4$ САХ от ее передней

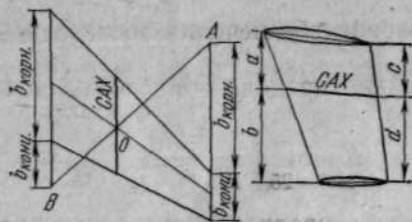
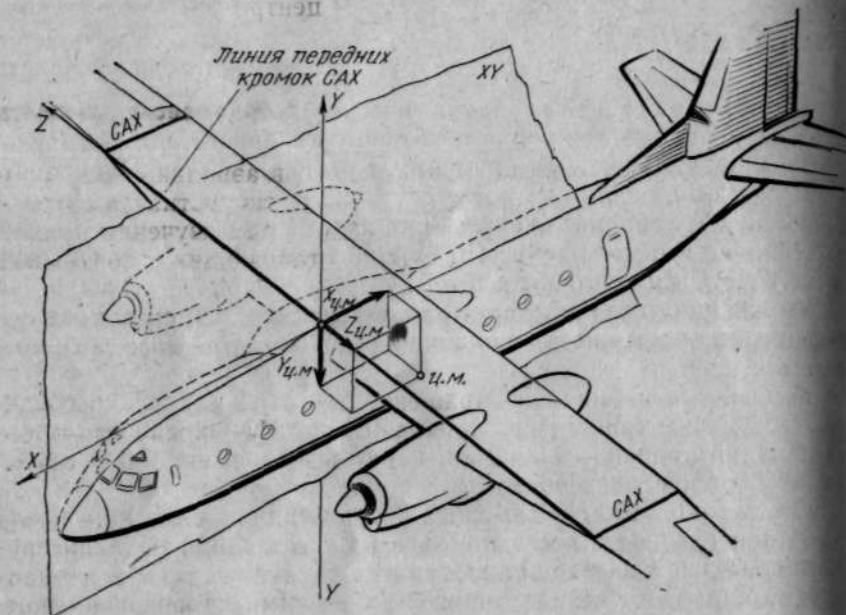


Рис. 7.1. Построение САХ

Рис. 7.2. Центровка самолета



кромки. Определение центровки самолета в практике его эксплуатации производят по центровочным графикам.

Положение центра тяжести самолета, а значит и его центровка зависят: от загрузки самолета и изменения этой загрузки в полете; размещения пассажиров и выработки топлива. Центровка оказывает большое влияние на летные свойства самолета. При уменьшении центровки возникает стремление самолета к уменьшению углов атаки, увеличивается устойчивость, уменьшается управляемость. Поэтому передний предел допустимых центровок устанавливается из условий получения безопасной посадочной скорости и достаточной управляемости.

При увеличении центровки возникает склонность самолета к увеличению угла атаки и потере скорости, уменьшается устойчивость, увеличивается управляемость. Самолет становится в управлении более «строгим». Поэтому задний предел допустимых

центровок устанавливается из условия обеспечения достаточной устойчивости.

Для каждого самолета установлены пределы допустимых центровок в % САХ:

Ту-154	Ан-24	Ил-14	Ан-2	Ту-104	Ан-10	Ил-86
16,5—32	15—32	12—21	17—29	18,5—25,5	16—30	16—33

На многих современных самолетах предусмотрены автоматические устройства, обеспечивающие определенный порядок выработки топлива в полете, при котором центровка самолета почти не изменяется.

2. Равновесие самолета

Оси вращения самолета. Известно, что в аэродинамике приняты две основные системы осей ординат: скоростная и связанная. Скоростная система рассматривалась при изучении полной аэродинамической силы крыла и ее составляющих: подъемной силы и силы лобового сопротивления.

Осями вращения самолета принято считать оси связанной системы координат, начало которой берется в центре масс самолета (см. рис. 2.8).

Моменты, вызывающие вращение самолета вокруг этих осей (рис. 7.3), получили следующие названия: M_x — крена или поперечный момент; M_y — рыскания или путевого момента; M_z — тангажа или продольного момента.

Условия равновесия самолета. Равновесием называется такое состояние самолета, при котором все силы и моменты, действующие на него, взаимно уравновешены, и самолет совершает равномерное прямолинейное движение. Режимы горизонтального полета, набора высоты, планирования самолет выполняет в состоянии равновесия.

Для равновесия самолета необходимо и достаточно, чтобы сумма проекций всех сил на каждую из осей координат была равна нулю и сумма моментов всех сил относительно каждой из осей координат тоже была равна нулю:

$$\sum F_x = 0; \sum F_y = 0; \sum F_z = 0; \sum M_x = 0; \sum M_y = 0; \sum M_z = 0.$$

Продольное равновесие — это состояние, при котором самолет не имеет стремления к изменению угла атаки, т. е. к вращению вокруг поперечной оси. Признак продольного равновесия: $\alpha = \text{const}; V = \text{const}$. Условие продольного равновесия: $\sum F_x = 0; \sum M_z = 0$.

Путевое равновесие — это такое состояние, при котором самолет не имеет стремления к изменению направления полета, т. е. к вращению вокруг нормальной оси. Признак путевого равновесия: $\beta = \text{const}$. Условие путевого равновесия $\sum M_y = 0$.

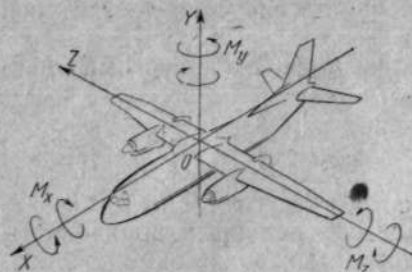


Рис. 7.3. Оси вращения самолета

действующие на самолет, взаимно уравновешены, то считают, что самолет сбалансирован.

Причины и последствия нарушения равновесия самолета. При изучении режимов движения самолета мы условно считали, что все силы, действующие на самолет, приложены в его центре масс. В действительности же в центре масс приложена только сила веса самолета. Все остальные силы создают относительно центра масс моменты. Равновесие самолета обеспечивается, если моменты взаимно уравновешены. В состоянии равновесия самолет выполняет определенный режим прямолинейного полета. При этом силы и моменты, действующие на самолет, сохраняют постоянное значение и могут быть названы «режимными». К ним можно отнести момент силы тяги M_P , реактивные моменты воздушных винтов M_R , моменты аэродинамических сил крыла $M_{кр}$, оперения $M_{г.о}$ и $M_{в.о}$, а также балансирующие моменты. Равновесие «режимных» моментов может быть нарушено вследствие воздействия пилота на органы управления или каких-то других причин.

К моментам, вызванным действиями пилота, следует отнести управляющие моменты и моменты, возникающие от выпуска или уборки шасси, использования механизации, из-за выработки топлива и т. п. Реакция самолета на действие этих моментов не является для пилота неожиданной. Опасность представляют собой моменты, возникающие по причинам, не зависящим от воли пилота, которые принято считать «случайными». К ним относятся нарушения режимов работы двигателей или их отказ в полете, обледенение самолета, полет в неспокойном воздухе, несинхронное отклонение механизации, разрушение

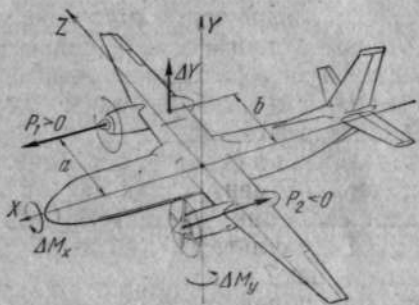


Рис. 7.4. Нарушение равновесия при отказе двигателя

поперечное равновесие — это такое состояние, при котором самолет не имеет стремления к изменению угла крена, т. е. к вращению вокруг продольной оси. Признак поперечного равновесия $\gamma = \text{const}$. Условие поперечного равновесия $\Sigma M_x = 0$.

Совокупность путевого и поперечного равновесий называется боковым равновесием самолета. Если все моменты,

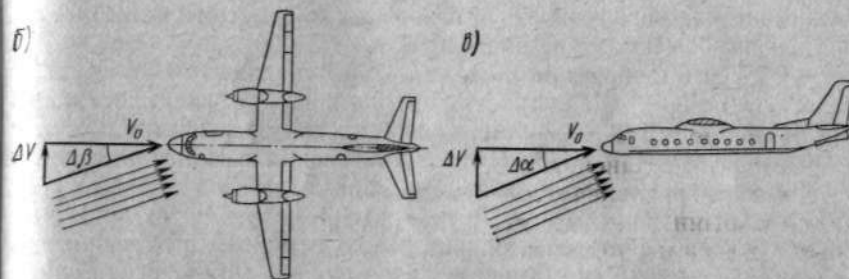
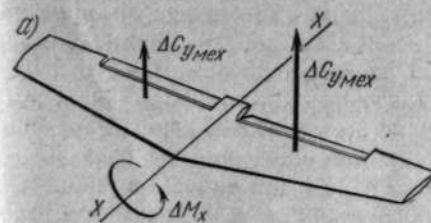


Рис. 7.5. Причины нарушения равновесия самолета: а — несинхронное отклонение закрылков; б — горизонтальные порывы ветра; в — вертикальные порывы ветра

частей самолета, развитие кризисных явлений, срывное обтекание крыла, оперения и т. п. Эти причины не всегда являются случайными. Очень часто они становятся следствием неумелых действий пилота или технической небрежности.

При отказе в полете одного двигателя возникает большой неуравновешенный момент (рис. 7.4)

$$\Delta M_y = (P_1 + P_2) a = P_1 \cdot a + P_2 \cdot a,$$

где P_1 — сила тяги работающей силовой установки;

P_2 — сила тяги авторотирующего винта;

a — расстояние силовых установок от плоскости симметрии самолета.

Под действием ΔM_y самолет разворачивается в сторону отказавшего двигателя, т. е. нарушается путевое равновесие. В процессе этого разворота подъемная сила внешнего крыла становится больше, чем внутреннего, на ΔY . Появляется неуравновешенный момент $\Delta M_x = \Delta Y \cdot b$, и нарушается поперечное равновесие, т. е. создается крен в сторону отказавшего двигателя. Одновременно самолет быстро теряет скорость из-за тормозящего действия отрицательной тяги винта отказавшего двигателя. Таким образом, создается опасность потери скорости и срыва.

Несинхронное отклонение механизации вызывает появление поперечных и путевых неуравновешенных моментов, так как отстающий элемент механизации (например, один из закрылков) создает значительно меньшее $\Delta C_{y \text{ мех}}$. В результате в сторону отстающего закрылка создается крен (рис. 7.5, а).

Нарушения равновесия самолета при полете в турбулентной атмосфере связаны с наличием порывов ветра (рис. 7.5). Горизонтальные порывы ветра (рис. 7.5, б) резко изменяют скорость

обтекания или углы скольжения крыла. При этом нарушается продольное или боковое равновесие самолета. Большие боковые порывы ветра на больших высотах могут даже привести к переворачиванию самолета на «спину». Вертикальные порывы ветра (рис. 7.5, в) изменяют углы атаки самолета, вызывают нарушение продольного равновесия, создают опасность выхода самолета на $\alpha_{кр}$, «сваливание» из-за срывов потока и циклическое увеличение перегрузки. Последнее связано с энергичными бросками самолета («болтанкой») и поэтому влияет не только на прочность конструкции, но и на устойчивость эргономической системы «самолет — среда — пилот» и создает дискомфорт.

Наиболее опасная для самолета турбулентность возникает в грозовых облаках, где скорость вертикальных порывов достигает 30—50 м/с. К этому добавляется опасность поражения самолета молнией. Поэтому НПП и РЛЭ гражданских самолетов категорически запрещают вход в грозовые облака.

В верхней тропосфере и в стратосфере встречаются зоны интенсивной турбулентности, связанные со струйными течениями.

Причиной нарушения равновесия самолета может стать спутный поток впереди летящего самолета. Воздействие спутного потока может быть настолько сильным, что органы управления не в состоянии будут его парировать.

Спутный поток создается концевыми вихрями крыла, стекающим с крыла и фюзеляжа пограничным слоем и реактивной струей двигателя.

При попадании в спутный поток изменяются все параметры движения самолета и нарушается его равновесие. Особенно опасно кренение самолета при заходе на посадку.

Вопросы для повторения

1. Что называется средней аэродинамической хордой (САХ) крыла?
2. Определите величину и положение САХ стреловидного крыла, размах которого $l=40$ м, $b_0=6$ м, $b_n=2$ м.
3. Что называется центровкой самолета? Запишите формулу для вычисления центровки.
4. От каких факторов зависит центровка?
5. Определите изменение центровки самолета, если в полете было выработано 10 000 кг топлива из бака, расположенного перед центром масс самолета на расстоянии 1,5 м от него. Начальная масса самолета 40 000 кг. Начальная центровка $X_{ц.м}=25\%$, длина САХ $b_a=4$ м.
6. Как влияет центровка на полет самолета?
7. Покажите оси вращения самолета и запишите условия его равновесия.
8. Как называются моменты относительно осей вращения самолета?
9. По какому признаку судят о продольном равновесии самолета?
10. Что называется боковым равновесием самолета? Каковы признаки нарушения бокового равновесия?
11. Назовите причины, способные вызвать нарушения равновесия самолета в полете.
12. По какому признаку судят о путевом равновесии самолета? Назовите условие путевого равновесия.
13. Как обеспечивается балансировка самолета?

14. Что произойдет при отказе левого двигателя? Как восстановить равновесие (балансировку) самолета?

15. Каковы физическая сущность, причины и последствия нарушения равновесия при обледенении самолета?

16. Какое влияние на равновесие самолета оказывает нарушение синхронности выпуска закрылков?

17. Назовите признак и условие поперечного равновесия самолета.

Глава 8. УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

1. Общие сведения

Под устойчивостью самолета понимают его способность самостоятельно (без вмешательства пилота) восстанавливать случайно нарушенное равновесие. Н. Е. Жуковский очень образно называл устойчивостью «прочностью движения». Если режим движения самолета «прочен», он сохраняется сам собой. При «непрочном» движении режим легко нарушается, подобно тому, как разрушается непрочное сооружение. Если самолет устойчив, то при случайном нарушении равновесия появится момент, возвращающий самолет в прежнее состояние. Такой момент называется стабилизирующим. Устойчивый самолет после нескольких колебаний возвращается к исходному режиму полета.

Если самолет неустойчив, то случайное нарушение равновесия вызовет появление момента, еще более его нарушающего. Такой момент называется дестабилизирующим. Неустойчивый самолет к исходному режиму полета не возвращается.

Устойчивость самолета складывается из статической и динамической. Статическая устойчивость создается стабилизирующими моментами, возникающими при случайных нарушениях равновесия (возмущениях) самолета. Динамическая — демпфированием частей самолета, которое обеспечивает затухающий характер колебаний. Практически устойчивый самолет должен быть статически устойчивым и обладать хорошими демпфирующими свойствами.

На больших высотах из-за уменьшения плотности воздуха демпфирование колебаний ослабевает и для обеспечения динамической устойчивости самолета приходится применять специальные демпфирующие устройства.

2. Продольная устойчивость

Продольной устойчивостью называется способность самолета, без вмешательства пилота, восстанавливать нарушенное продольное равновесие. Нарушение продольного равновесия выражается в изменении угла атаки и скорости полета, причем изменение

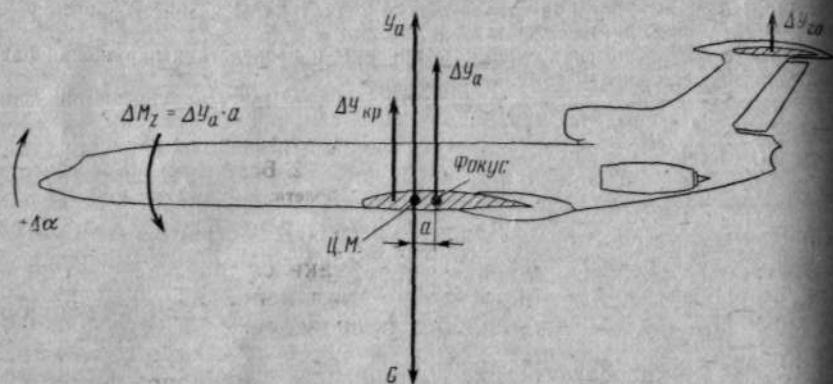


Рис. 8.1. Обеспечение продольной устойчивости самолета

угла атаки происходит во много раз быстрее, чем изменение скорости. Поэтому в первый момент после нарушения равновесия проявляется устойчивость самолета по углу атаки (по перегрузке).

Обеспечение продольной устойчивости самолета по углу атаки. При нарушении продольного равновесия самолета угол атаки изменяется на величину $\Delta\alpha$ и вызывает изменение подъемной силы самолета на величину ΔY_a , которая складывается из приращений подъемной силы крыла и горизонтального оперения: $\Delta Y_a = \Delta Y_{акр} + \Delta Y_{гор}$. Точка приложения ΔY_a называется фокусом самолета (рис. 8.1).

Положение фокуса при безотрывном обтекании не зависит от угла атаки. Относительно фокуса суммарный момент аэродинамических сил остается постоянным на всех летных углах атаки. Если фокус находится позади центра масс, то при случайном изменении угла атаки появляется стабилизирующий момент $\Delta M_z = \Delta Y_a a$, возвращающий самолет на заданный угол атаки, т. е. самолет проявляет продольную устойчивость. Если же фокус находится впереди центра масс, то при случайном изменении угла атаки появляется дестабилизирующий момент ΔM_z , и самолет на заданный угол атаки не возвращается, т. е. проявляет продольную неустойчивость. Следовательно, для обеспечения продольной устойчивости центр масс должен находиться впереди фокуса самолета. Для смещения фокуса назад, за центр масс, применяется горизонтальное оперение, которое считается органом продольной устойчивости самолета.

Балансировочные кривые. Величина момента ΔM_z , возникающего при нарушениях продольного равновесия, зависит от изменения угла атаки $\Delta\alpha$. Эта зависимость выражается балансировочной кривой. На рис. 8.2 показаны балансировочные кривые для устойчивого, неустойчивого и безразличного самолетов. Угол атаки, при котором $M_z = 0$, называется балансировочным углом



Рис. 8.2. Балансировочные кривые:

а — устойчивого самолета; б — безразличного самолета; в — неустойчивого самолета

атаки $\alpha_б$. На балансировочном угле атаки самолет находится в состоянии продольного равновесия (сбалансирован).

При нарушениях продольного равновесия устойчивый, неустойчивый и безразличный самолеты ведут себя по-разному: на углах $\alpha > \alpha_б$ устойчивый самолет создает стабилизирующий момент $-\Delta M_z$ (момент пикирования); неустойчивый — дестабилизирующий момент $+\Delta M_z$ (момент кабрирования); безразличный самолет не создает ΔM_z , т. е. имеет множество балансировочных углов атаки.

Факторы, влияющие на продольную устойчивость. Центровка самолета является основным фактором, влияющим на продольную устойчивость самолета.

Фокус самолета обычно находится на 25—30% САХ, поэтому устойчивый самолет должен иметь центровку $\bar{X}_{ц.м.} < 25\%$ САХ, чтобы центр масс был впереди фокуса самолета.

Центровка самолета $\bar{X}_{ц.м.} = 25\text{—}35\%$ САХ соответствует безразличному равновесию самолета, так как центр масс почти совмещается с фокусом. При $\bar{X}_{ц.м.} > 35\%$ САХ фокус оказывается впереди центра масс и самолет становится неустойчивым.

Положение центра масс по высоте. Сила ΔY_a , возникающая при нарушении продольного равновесия, имеет две составляющие ΔY_n и ΔY_r . Если центр масс расположен ниже фокуса (высокоплан) (рис. 8.3, а), то ΔY_r создает стабилизирующий момент $-\Delta M_z$; если выше (низкоплан) (рис. 8.3, б) — дестабилизирующий $+\Delta M_z$. Поэтому низкопланы менее устойчивы и требуют более передних центровок.

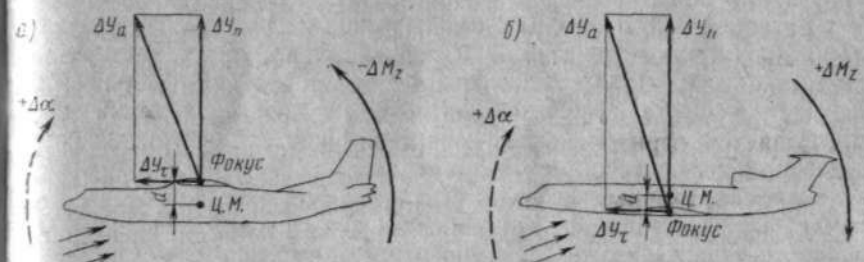


Рис. 8.3. Зависимость продольной устойчивости самолета от расположения крыла:

а — высокоплан; б — низкоплан

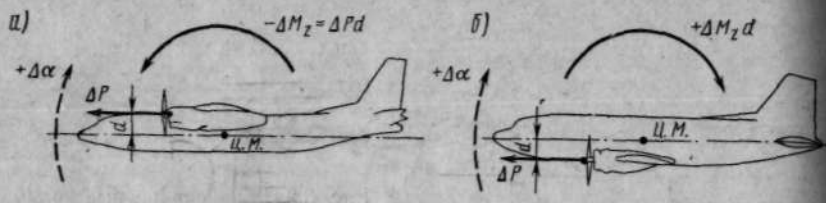


Рис. 8.4. Зависимость продольной устойчивости от расположения воздушных винтов: а — верхняя децентрация; б — нижняя децентрация

Углы атаки. На малых углах атаки обтекание безотрывное и положение фокуса постоянно $\bar{X}_f = \text{const}$. На больших углах атаки при срывном обтекании прямого крыла ($\chi^\circ < 30^\circ$) фокус перемещается назад ($\bar{X}_f \uparrow$), что приводит к увеличению продольной устойчивости. Срыв потока на стреловидном крыле ($\chi^\circ < 30^\circ$) начинается на концах крыла. Фокус перемещается вперед, продольная устойчивость уменьшается.

Скорость полета при малых значениях числа M почти не влияет на продольную устойчивость самолета, так как положение фокуса постоянно. При $M > M_*$ в зависимости от смещения фокуса продольная устойчивость возрастает или уменьшается. На самолете с прямым крылом при $M > 1$ (сверхзвуковой полет) смещение фокуса назад составляет $\sim 25\%$ САХ и вызывает резкое увеличение продольной устойчивости, что затрудняет управление самолетом.

Площади крыла и оперения оказывают влияние на величину стабилизирующего момента $-\Delta M_z$, так как от их величины и соотношения зависят значение ΔY_a и положение фокуса самолета.

Длина хвостовой части фюзеляжа. Фокус самолета смещается назад, и продольная устойчивость увеличивается при увеличении длины хвостовой части фюзеляжа.

Стреловидность крыла вызывает смещение фокуса назад, поэтому увеличивает продольную устойчивость. Но такое крыло склонно к концевым срывам потока, которые приводят к перемещению фокуса вперед и уменьшению устойчивости.

Расположение воздушных винтов. Сила тяги воздушного винта P изменяется с изменением скорости полета. Если винты расположены выше центра тяжести, то сила P , увеличиваясь при увеличении угла атаки α (так как скорость полета уменьшается), создает стабилизирующий момент (рис. 8.4, а), а если винты расположены ниже центра тяжести — дестабилизирующий момент (рис. 8.4, б). Следовательно, и в этом случае более устойчивыми оказываются самолеты — высокопланы с двигателями, расположенными в крыле.

Струя РД, проходящая под горизонтальным оперением, оказывает отсасывающее действие, уменьшая углы атаки оперения.



Рис. 8.5. Путевая устойчивость самолета: а — обеспечение путевой устойчивости; б — влияние стреловидности крыла на путевую устойчивость

Это вызывает смещение фокуса вперед и уменьшает продольную устойчивость.

Обледенение. В условиях обледенения на самолетах с отрицательным нагружением горизонтального оперения (например, на самолете Ан-24) при выпуске закрылков возникает нарушение продольной устойчивости в форме так называемого «клевок». Это связано с тем, что выпуск закрылков создает момент на уменьшение углов атаки, и при обледенении передних кромок на стабилизаторе возникает срыв потока с его нижней поверхности. Величина отрицательной нагрузки резко уменьшается и создается дополнительный неуравновешенный дестабилизирующий момент ΔM_z на пикирование. Фокус при отклонении закрылков перемещается вперед, продольная устойчивость уменьшается.

3. Боковая устойчивость

Путевая (флюгерная) устойчивость — это способность самолета без вмешательства пилота устранять скольжение, т. е. устанавливаться «против потока», сохраняя заданное направление полета. Органом путевой устойчивости является вертикальное оперение.

При нарушении путевого равновесия самолет вращается вокруг оси OY , но его центр масс по инерции еще сохраняет направление движения (рис. 8.5, а). Таким образом, плоскость симметрии самолета оказывается повернутой к направлению потока на угол скольжения β . Скольжение делает обтекание самолета несимметричным. Создается боковая сила Z , приложенная в боковом фокусе самолета. Вертикальное оперение смещает боковой фокус за центр масс самолета. Этим обеспечивается создание стабилизирующего путевого момента $\Delta M_y = Zb$.

Центровка. Путевой стабилизирующий момент увеличивается при уменьшении центровки (увеличивается b) и уменьшается при увеличении центровки (уменьшается b).

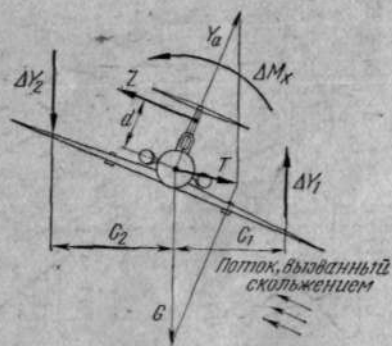


Рис. 8.6. Обеспечение поперечной устойчивости

Площадь вертикального оперения. Увеличенные площади вертикального оперения увеличивает боковую силу Z и путевой стабилизирующий момент ΔM_y .

Стреловидность крыла. При нарушении путевого равновесия за счет стреловидности на вынесенном вперед крыле возникает большее лобовое сопротивление, чем на отставшем. Это приводит к появлению дополнительного стабилизирующего момента ΔM_y (рис. 8.5, б).

Поперечная устойчивость — это способность самолета без вмешательства пилота сохранять заданный угол крена. Органами поперечной устойчивости самолета являются крыло и вертикальное оперение.

Само по себе изменение угла крена не нарушает равновесия поперечных моментов. Но при создании крена нарушается равновесие сил Y_a и G (рис. 8.6) и появляется неуравновешенная сила T , вызывающая скольжение самолета на опущенное полукрыло. Обтекание самолета становится несимметричным. На опущенном полукрыле из-за увеличения угла атаки подъемная сила на ΔY_1 увеличивается, а на поднятом, из-за затенения фюзеляжем, уменьшается на ΔY_2 . На вертикальном оперении создается боковая сила Z . Эти дополнительные аэродинамические силы относительно оси OX создают стабилизирующий поперечный момент $\Delta M_x = \Delta Y_1 c_1 + \Delta Y_2 c_2 + Z d$.

Угол поперечного «V» крыла увеличивает поперечную устойчивость, а угол обратного поперечного «V» уменьшает (рис. 8.7, а).

Стреловидность крыла увеличивает поперечную устойчивость (рис. 8.7). При скольжении стреловидного крыла нормальная составляющая скорости, а поэтому и подъемная сила, на опущенном крыле оказываются больше, чем на поднятом: $V_{n1} > V_{n2}$; $Y_1 > Y_2$. Таким образом, появляется дополнительный стабилизирующий момент ΔM_x .

Демпфирование крыла. В процессе создания крена каждое сечение крыла приобретает скорость вращения ΔV , изменяющую углы атаки (рис. 8.8). На опускающемся полукрыле углы атаки и, следовательно, подъемная сила увеличиваются, на поднимающемся — уменьшаются. Из-за этого создается демпфирующий момент, препятствующий крену. Он уменьшает амплитуду поперечных колебаний крыла, ускоряя устранение крена. Таким образом, склонность крыла к демпфированию увеличивает

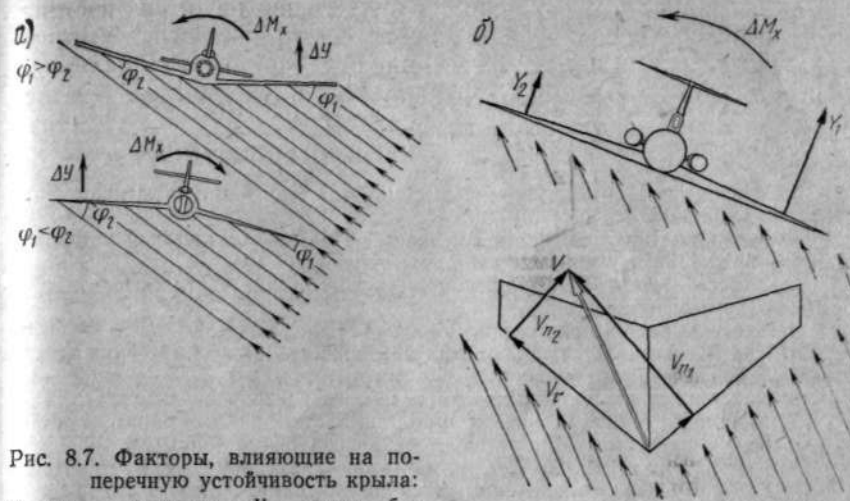


Рис. 8.7. Факторы, влияющие на поперечную устойчивость крыла: а — угол поперечного «V» крыла; б — стреловидность крыла

поперечную устойчивость. Увеличение площади и размаха крыла, уменьшение сужения приводят к улучшению демпфирующих свойств крыла, а следовательно, и к улучшению поперечной устойчивости.

На углах атаки, близких к $\alpha_{кр}$, крыло теряет свойство демпфирования из-за срыва потока с опускающегося крыла, что вызывает самовращение (авторотацию) крыла вокруг продольной оси. Следствием авторотации является потеря скорости и сваливание самолета в штопор.

Боковая устойчивость самолета — это совокупность поперечной и путевого устойчивости. Нормальная боковая устойчивость обеспечивается определенным соотношением между поперечной и путевого устойчивостью. Если самолет имеет большую поперечную устойчивость и малую путевую, то при случайном нарушении бокового равновесия устранение крена происходит быстрее, чем скольжения. За время устранения скольжения самолет успевает создать обратный крен, который опять начинает быстро устраняться. Такой самолет имеет стремление к раскачиванию с крыла на крыло, т. е. проявляет колебательную неустойчивость.

При большой путевой устойчивости и малой поперечной быстрее устраняется скольжение. Пока есть крен, центробежная сила искривляет траекторию полета и самолет дви-

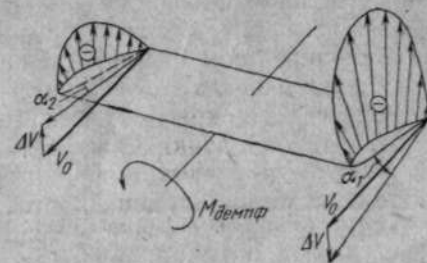


Рис. 8.8. Демпфирование крыла

жется по спирали, т. е. возникает спиральная неустойчивость.

Для обеспечения хорошей боковой устойчивости самолета, варьируют такими параметрами, как стреловидность крыла, угол поперечного «V», площадь вертикального оперения.

Вопросы для повторения

1. Что называется устойчивостью самолета? Какие моменты называются стабилизирующими?
2. Какие виды устойчивости Вы знаете? Признак статической устойчивости самолета? Признак динамической устойчивости самолета?
3. Как создаются демпфирующие моменты? Какие части самолета обеспечивают демпфирование?
4. Что называется продольной устойчивостью самолета?
5. Как обеспечивается продольная устойчивость самолета? Что является органом продольной устойчивости?
6. Как влияет на продольную устойчивость центровка самолета?
7. Можно ли летать на неустойчивом самолете?
8. Какую зависимость показывают балансировочные кривые?
9. Какой угол атаки самолета называется балансировочным?
10. Каково условие продольной устойчивости самолета? Что такое фокус самолета?
11. Дайте определение путевой устойчивости самолета. Каково условие путевой устойчивости? Орган путевой устойчивости.
12. Как обеспечивается поперечная устойчивость самолета?
13. Что понимается под боковой устойчивостью самолета? Чем она обеспечивается?
14. Изобразите балансировочные кривые для устойчивого и неустойчивого самолета.
15. Необходимо уменьшить поперечную устойчивость самолета. Как для этого следует изменить площадь крыла, площадь вертикального оперения, угол стреловидности и угол поперечного «V» крыла?
16. Как следует изменить площадь крыла, площадь вертикального оперения, длину передней и хвостовой частей фюзеляжа, чтобы увеличить путевую устойчивость самолета?
17. Как изменится величина продольного стабилизирующего момента, если уменьшится площадь крыла? Почему?
18. Какое влияние на продольную устойчивость окажет уменьшение центровки самолета?
19. Какие соображения определяют пределы допустимых центровок?
20. Влияет ли отклонение закрылков на продольную устойчивость самолета? Почему?
21. Назовите причину колебательной неустойчивости самолета.
22. Назовите причину спиральной неустойчивости самолета.
23. Какое действие имеют дестабилизирующие моменты? При каких условиях они возникают?

Глава 9. УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

1. Продольная управляемость

Управляемостью называется способность самолета реагировать на отклонение рулей, т. е. изменять режим полета по воле пилота.

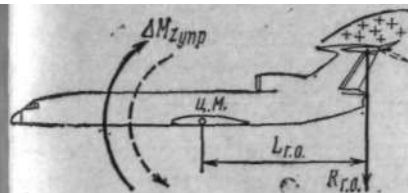


Рис. 9.1. Продольная управляемость самолета

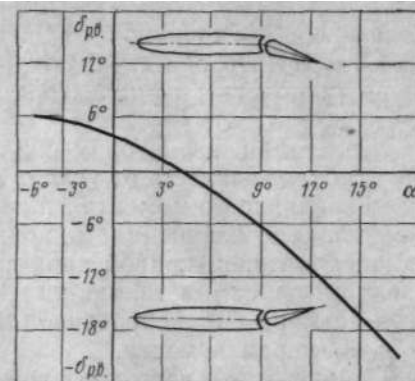


Рис. 9.2. Балансировочная кривая

Статическая управляемость — способность самолета под действием рулей уравниваться для восстановления исходного режима полета. Динамическая управляемость — способность самолета под действием рулей нарушать равновесие для изменения режима полета или выполнения маневра.

При отклонении рулей создаются управляющие моменты, которые, преодолевая сопротивление инерционных, демпфирующих и стабилизирующих моментов, вращают самолет вокруг осей OZ , OY или OX . В соответствии с этим осуществляется продольная, путевая или поперечная управляемость. Количественно управляемость можно характеризовать степенью управляемости, т. е. углом, на который повернется самолет при отклонении руля на 1° , или угловой скоростью вращения. Большая степень управляемости делает самолет в управлении очень «строгим».

Продольная управляемость — это способность самолета изменять угол атаки по воле пилота. Органом продольной управляемости самолета является руль высоты (рис. 9.1).

Обеспечение продольной управляемости самолета. Для увеличения угла атаки руль высоты отклоняется вверх, а для его уменьшения — вниз. Отклонение руля высоты изменяет спектр обтекания горизонтального оперения и вызывает появление управляющего момента

$$\Delta M_{z \text{упр}} = R_{г.о} L_{г.о}$$

Момент $\Delta M_{z \text{упр}}$, преодолевая инерцию и демпфирование самолета, вращает его вокруг оси OZ , изменяя угол атаки. Изменение угла атаки создает приложенное в фокусе приращение подъемной силы самолета ΔY и стабилизирующий момент $\Delta M_{z \text{стаб}} = \Delta Y \cdot a$ и продолжается до тех пор, пока сумма продольных моментов, действующих на самолет, не станет равной нулю: $\sum M_z = \Delta M_{z \text{упр}} - \Delta M_{z \text{стаб}} = 0$.

Если после прекращения вращения самолета сохранится равенство $Y=G$ (что обеспечивается соответствующим изменением скорости полета), то траектория полета останется прямолинейной.

Угол атаки, на котором сбалансирован (уравновесится) самолет, будет зависеть от угла отклонения руля высоты и величины управляющего момента $\Delta M_{z \text{ упр}}$. Балансировочная кривая, выражающая эту зависимость, показана на рис. 9.2. Угол наклона балансировочной кривой характеризует степень продольной управляемости самолета, так как $\text{ctg } \gamma = \Delta \alpha / (\Delta \delta_{р.в})$. Чем больше угол наклона балансировочной кривой, тем меньше степень продольной управляемости.

Основными факторами, влияющими на продольную управляемость самолета, являются: центровка самолета, скорость и высота полета, площадь руля, длина хвостовой части фюзеляжа.

При уменьшении центровки возрастает продольная устойчивость, а продольная управляемость уменьшается. При слишком передней центровке сильно уменьшается степень управляемости $\Delta \alpha / (\Delta \delta_{р.в})$, что вызывает уменьшение эффективности руля высоты и приводит к росту усилий на штурвале. «Запас» руля высоты уменьшается и его может «не хватить» для получения угла атаки $\alpha_{\text{шос}}$. При слишком задней центровке устойчивость самолета уменьшается, а степень управляемости возрастает и чрезмерно повышается эффективность руля высоты. Самолет становится «строгим» в управлении. С ростом скорости полета повышается эффективность руля высоты из-за возрастания скоростного напора, и поэтому увеличивается управляемость.

С увеличением высоты полета уменьшается эффективность руля высоты из-за уменьшения плотности воздуха, необходимые углы отклонения руля высоты увеличиваются, т. е. уменьшается управляемость.

Увеличение площади руля высоты повышает его эффективность при отклонении на один и тот же угол, т. е. увеличивает управляемость, но одновременно вызывает рост усилий на штурвале.

При увеличении длины хвостовой части фюзеляжа фокус самолета перемещается назад, т. е. увеличивается продольная устойчивость самолета, а управляемость уменьшается.

2. Боковая управляемость

Путевой управляемостью называется способность самолета изменять угол скольжения по воле пилота. Органом путевой управляемости является руль направления. При отклонении руля направления изменяется спектр обтекания вертикального оперения и создается управляющий момент $\Delta M_{y \text{ упр}} = R_{в.о} L_{в.о}$, который вращает самолет вокруг оси OY , изменяя угол скольжения β

(рис. 9.3). Изменение угла скольжения создает приложенную в боковом фокусе самолета боковую силу Z и стабилизирующий момент $\Delta M_{y \text{ стаб}} = Zb$ и продолжается до тех пор, пока не уравновесятся приложенные к самолету путевые моменты

$$\begin{aligned} \sum M_y &= \Delta M_{y \text{ упр}} + \Delta M_{y \text{ стаб}} = \\ &= R_{в.о} L_{в.о} - Zb = 0. \end{aligned}$$

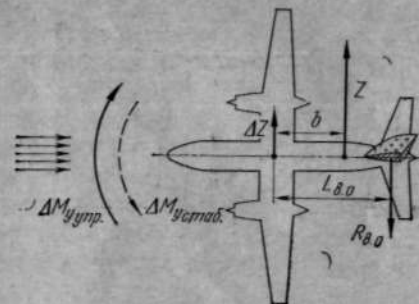


Рис. 9.3. Путевая управляемость

Величина управляющего момента зависит от угла отклонения руля направления. Следовательно, каждому углу отклонения соответствует определенный угол скольжения. После прекращения вращения вокруг оси OY самолет оказывается под действием боковой неуравновешенной силы, приложенной в центре масс самолета, которая искривляет траекторию полета

$$\Delta Z = Z - R_{в.о}$$

Поперечной управляемостью называется способность самолета изменять угол крена по воле пилота. Органом поперечной управляемости являются элероны. При отклонении элеронов (рис. 9.4) изменяется спектр обтекания крыла и подъемная сила одного полукрыла (где элерон отклонен вниз) увеличивается, а второго (где элерон отклонен вверх) уменьшается. Это создает управляющий момент $\Delta M_x \text{ упр}$, который ускоренно вращает самолет вокруг оси OX . Через некоторое время за счет демпфирования крыла вращение самолета станет равномерным и будет продолжаться до тех пор, пока элероны не будут возвращены в нейтральное положение. Угловая скорость вращения зависит от величины управляющего момента ΔM_x и, следовательно, от угла отклонения элеронов.

Для создания необходимого угла крена пилот отклоняет элероны, вызывая вращение самолета на нужный угол, затем устанавливает их в нейтральное положение. За счет крена появляется неуравновешенная горизонтальная составляющая подъемной силы Y_2 , искривляющая траекторию полета в сторону крена (см. рис. 6.9).

Боковая управляемость — это способность самолета по воле пилота одновременно изменять углы крена и скольжения. Органами боковой управляемости являются элероны и руль направления.

Отклонение элеронов приводит к созданию управляющего момента $\Delta M_x \text{ упр}$ (рис. 9.5, а), который изменяет угол крена самолета, т. е. осуществляет поперечную управляемость самолета.

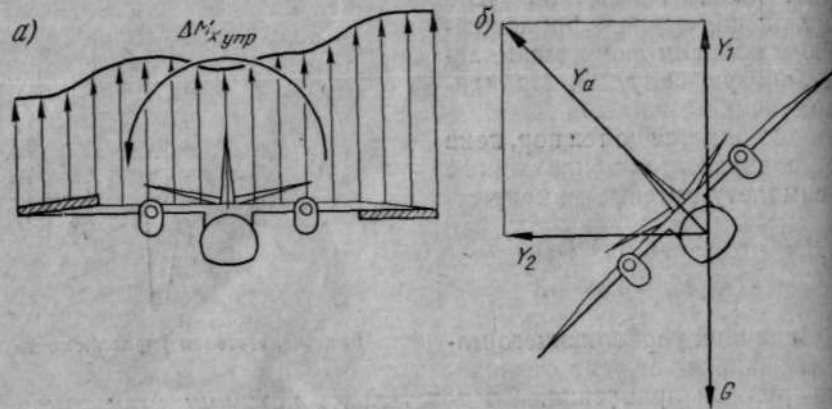


Рис. 9.4. Поперечная управляемость:
а — распределение давлений при отклонении элеронов; б — создание крена

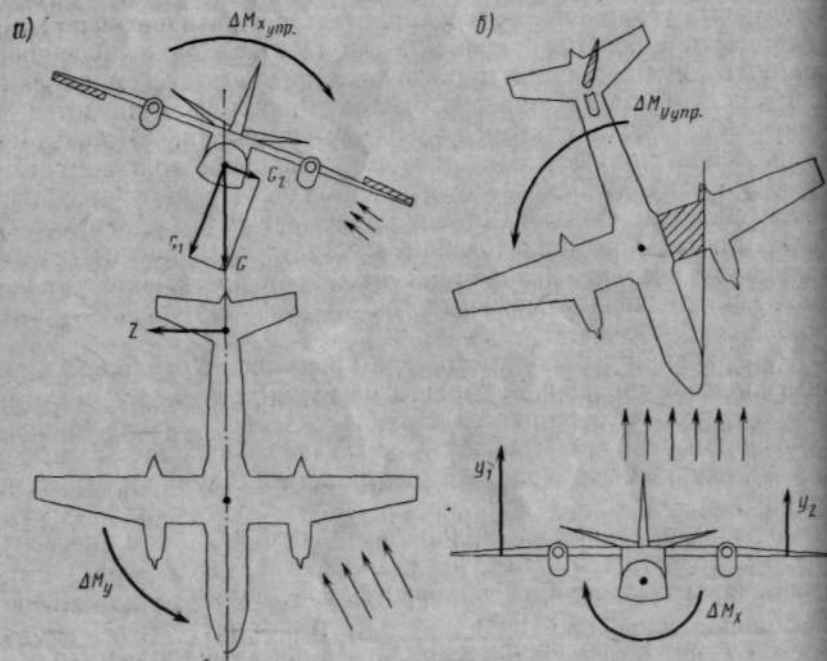


Рис. 9.5. Боковая управляемость

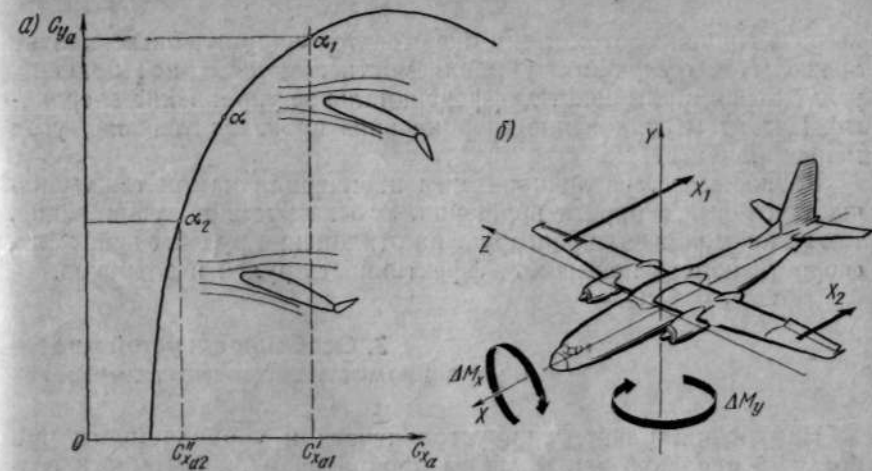


Рис. 9.6. Нарушение боковой управляемости на больших углах атаки:
а — аэродинамический эффект отклонения элеронов на больших углах атаки; б — разворот против крена

Создание крена вызывает скольжение самолета на опущенное крыло. Из-за этого, при наличии у самолета путевой устойчивости, появится боковая сила Z , которая создает относительно центра масс самолета путевой момент ΔM_y . Последний будет изменять угол скольжения самолета, разворачивая его в сторону крена. Так одновременно с поперечной осуществляется путевая управляемость самолета.

При отклонении руля направления создается управляющий момент $\Delta M_y \text{упр}$, изменяющий угол скольжения самолета, т. е. осуществляется путевая управляемость (рис. 9.5, б). Изменение угла скольжения вызывает несимметричное обтекание самолета, что при наличии поперечной устойчивости приводит к появлению момента ΔM_x , нарушающего поперечное равновесие. Так одновременно с путевой будет осуществлена поперечная управляемость. При координированном отклонении элеронов и руля направления эволюции самолета совершаются без скольжения.

Основными факторами, влияющими на боковую управляемость самолета, являются: угол атаки, разнос грузов, скорость полета.

На больших углах атаки может происходить нарушение боковой управляемости, которое заключается в стремлении самолета к развороту против крена.

Отклонение элеронов изменяет углы атаки полукрыльев. При отклонении элерона вверх угол атаки изменяется на $-\Delta\alpha$, при отклонении вниз — на $+\Delta\alpha$ (рис. 9.6). В результате этого изменяются и коэффициенты лобового сопротивления и появляется момент ΔM_y . На больших углах атаки, из-за затенения поднятого

вверх элерона, этот момент оказывается направленным против крена. Чтобы улучшить управляемость самолета на больших углах атаки, применяют дифференциальное управление элеронами. При этом отклонение элерона вниз производится на угол меньший, чем вверх.

Разнос масс, увеличивая момент инерции самолета, уменьшает угловые скорости вращения. Это затрудняет управление, так как самолет вяло реагирует на отклонения рулей. Увеличение скорости полета повышает эффективность рулей и элеронов.

3. Особенности устойчивости и управляемости скоростных самолетов

Нарушения равновесия, устойчивости и управляемости при больших числах Маха вызваны проявлением сжимаемости воздуха и увеличением нагрузок, действующих на самолет.

Затягивание в пикирование свойственно самолетам дозвуковых форм (прямое крыло, толстые профили). Развитие волнового кризиса на крыле вызывает смещение центра давления назад. От этого появляется пикирующий момент ΔM_z (рис. 9.7, а). У некоторых самолетов он настолько велик, что приводит к затягиванию в пикирование. Меры борьбы с этим явлением сводятся к увеличению M_* .

Резкое кабрирование свойственно самолетам со стреловидным и треугольным крыльями. За счет стреловидности пограничный слой стекает к концам крыла, что приводит к концевым срывам потока на углах атаки $\alpha < \alpha_{кр}$. При этом в средней части крыла подъемная сила возрастает, а на концах уменьшается, фокус самолета смещается вперед. Если фокус окажется впереди центра тяжести, то самолет станет неустойчивым. При увеличении угла атаки появляется дестабилизирующий момент, вызывающий резкое кабрирование (рис. 9.7, б).

Меры борьбы со склонностью самолета к резкому кабрированию состоят в устранении перетекания потока к концам крыла (переменная стреловидность, аэродинамические гребни, аэродинамическая крутка крыла и т. д.) и в создании большого «запаса» рулей.

Заклинивание рулей. Увеличение скорости полета приводит к возрастанию шарнирных моментов. У некоторых самолетов это создает впечатление заклинивания рулей (элеронов) и требует применения бустеров (гидроусилителей) в системе управления самолетом.

Обратная реакция по крену заключается в том, что при отклонении руля поворота возникает крен в сторону, противоположную развороту самолета. Такая реакция свойственна только самолетам со стреловидным крылом. Объясняется это тем, что из-за скольжения эффект стреловидности полукрыльев

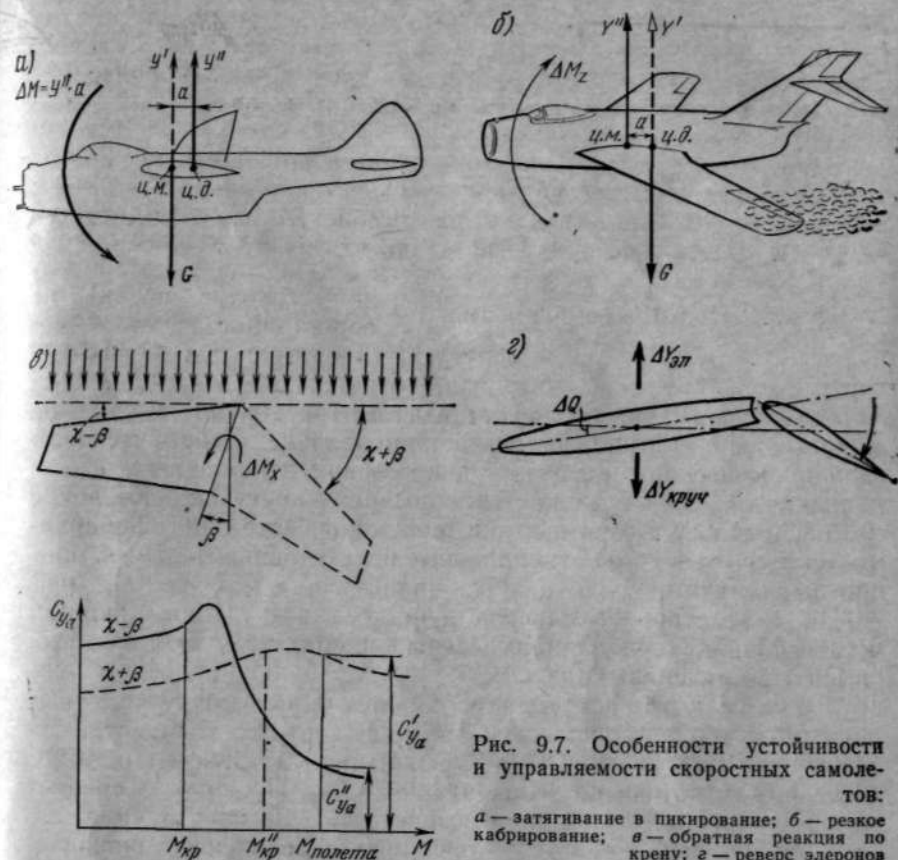


Рис. 9.7. Особенности устойчивости и управляемости скоростных самолетов: а — затягивание в пикирование; б — резкое кабрирование; в — обратная реакция по крену; г — реверс элеронов

оказывается неодинаковым: меньше — на внешнем ($\chi^\circ - \beta$), больше — на внутреннем ($\chi + \beta$). Поэтому при полете на скоростях, когда число $M > M_*$, коэффициент $C_{y\alpha}$ внешнего крыла оказывается значительно меньше, чем внутреннего (рис. 9.7, в).

«Валезка» — самопроизвольное кренение самолета при нейтральном положении элеронов. Причиной этого является геометрическая или жесткостная несимметричность крыла. При больших значениях скоростного напора возникают большие деформации кручения и различия в углах атаки полукрыльев. При полете на больших высотах (больших числах Маха) происходит неодинаковое развитие волнового кризиса.

Для борьбы с «валезкой» увеличивают жесткость конструкции, повышают точность производства и ремонта, применяют «доводку». Последняя состоит в обеспечении направленного воздействия на спектр обтекания крыла и осуществляется отгибанием специальных ножей, вклепанных в его заднюю кромку.

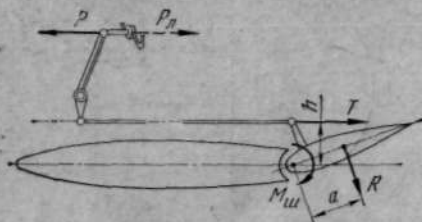


Рис. 9.8. Шарнирный момент

Уменьшение эффективности рулей и элеронов. При появлении зон сверхзвуковых скоростей, замыкающихся скачком уплотнения, уменьшаются отклонения рулей и элеронов, так как в сверхзвуковом потоке изменение давления (возмущения) против потока не распространяется.

Реверс элеронов — это обратное действие элеронов, возникающее из-за больших упругих деформаций кручения крыла $\Delta\theta$ (рис. 9.7, з).

Отклонение элерона вызывает появление дополнительной аэродинамической силы $\Delta Y_{эл}$. Одновременно перемещается центр давления крыла и возникает деформация кручения. Кручение крыла изменяет его угол атаки, появляется еще одна аэродинамическая сила $Y_{круч}$. Направления этих дополнительных сил противоположны.

На малых скоростях полета деформации кручения невелики, и сила $\Delta Y_{эл} > \Delta Y_{круч}$. При больших скоростях полета скоростных самолетов с тонким крылом возникают большие деформации кручения, сила $\Delta Y_{круч}$ становится больше $\Delta Y_{эл}$, и элероны оказывают обратное действие.

Скорость полета, при которой $\Delta Y_{круч} = \Delta Y_{эл}$, называется критической скоростью реверса элеронов и обозначается $V_{кр. реверса}$.

4. Аэродинамическая компенсация рулей и элеронов

Понятие о шарнирном моменте. Шарнирным называется момент аэродинамической нагрузки руля относительно его оси вращения (рис. 9.8):

$$M_{ш} = Ra,$$

где R — аэродинамическая нагрузка руля;
 a — расстояние ц. д. руля от оси вращения.

Шарнирные моменты всегда противодействуют отклонению руля, и поэтому вызывают усилия на командных рычагах, которые преодолеваются пилотом.

Аэродинамическая компенсация рулей и элеронов служит для уменьшения усилий на командных рычагах посредством уменьшения шарнирного момента.

Осевая компенсация (рис. 9.9, а) состоит в том, что ось вращения руля (или элерона) смещена назад так, чтобы площадь, расположенная перед осью вращения, составляла 25—28% от площади руля. Шарнирный момент уменьшается за счет умень-

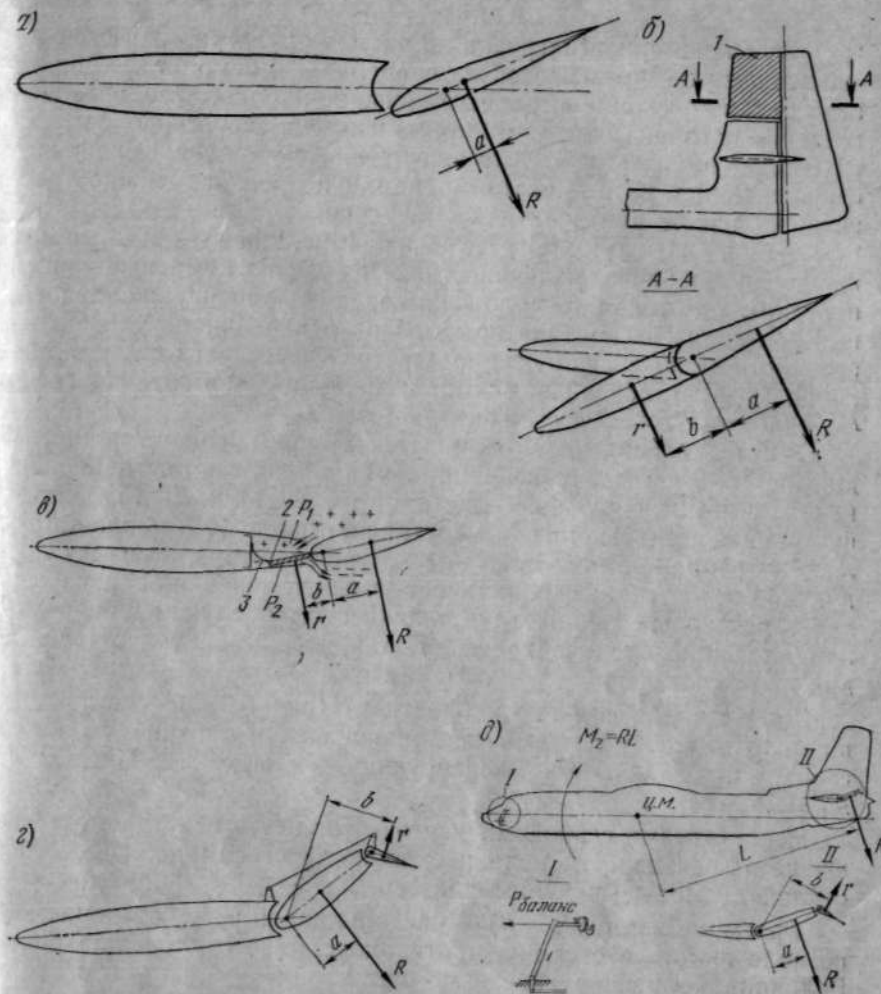


Рис. 9.9. Средства уменьшения шарнирного момента:
 a — осевая компенсация; b — роговая компенсация; a — внутренняя компенсация; 2 — сервокомпенсация; $г$ — триммер

шения плеча a силы R . Осевая компенсация проста и надежна, применяется очень широко.

Роговая компенсация (рис. 9.9, б) состоит в том, что перед осью вращения создают дополнительную площадь — рог 1 , аэродинамическая нагрузка которого дает компенсирующий момент

$$M_{ш} = Ra - rb,$$

где r — аэродинамическая нагрузка на «рог»;
 rb — компенсирующий момент.

Из-за неравномерной нагрузки по размаху руля роговая компенсация почти не применяется на современных самолетах. Общим недостатком осевой и роговой компенсации является сильное возмущение потока. Поэтому их применение на скоростных самолетах может вызвать не только значительное увеличение лобового сопротивления, но и опасные вибрации и преждевременное развитие волнового кризиса.

Внутренняя компенсация (рис. 9.9, в), применяемая на элеронах и элевонах, осуществляется за счет компенсирующей пластины 2, которая расположена перед осью вращения элерона, но не выходит из контура крыла. При отклонениях рулевой поверхности на компенсирующую пластину действует разность давления ($p_1 - p_2$), создающая компенсирующий момент rb . Тогда $M_{ш} = Ra - rb = Ra - (p_1 - p_2) S_{в.к.в}$.

Чтобы давления не выравнивались, применена эластичная диафрагма 3 из воздухопроницаемой ткани, герметично соединенная с компенсирующей пластиной и стенкой крыла. Площадь внутренней компенсации $S_{в.к}$ составляет около 30% площади руля. Внутренняя компенсация не возмущает потока, но имеет следующие недостатки: ограничивает углы отклонения элерона; создает некоторые трудности в техническом обслуживании самолета, связанные с необходимостью контролировать состояние диафрагмы.

Сервокомпенсатор (флетнер) (рис. 9.9, г) — часть площади руля, автоматически отклоняющаяся в противоположную сторону и создающая компенсирующий момент rb . При этом $M_{ш} = Ra - rb$.

Недостатками сервокомпенсатора являются некоторое уменьшение эффективности руля и склонность к самопроизвольным отклонениям, вызывающим флаттер.

Триммер (рис. 9.9, д) — часть площади руля, отклоняемая по воле пилота в сторону, противоположную отклонению руля. Величина компенсирующего момента триммера зависит от его угла отклонения. С помощью триммера осуществляется 100% компенсация и полностью снимается усилие с командного рычага: $M_{ш} = Ra - rb$. Если $rb = Ra$, то $M_{ш} = 0$. Это бывает необходимо при длительном установившемся полете, когда триммеры используются для снятия с командных рычагов балансирующего усилия $P_{баланс}$, которое возникает в результате уравновешивания (балансировки) самолета отклонением рулей.

Площадь триммера составляет всего 4—8% от площади руля, поэтому его отклонение почти не уменьшает эффективность руля.

На современных скоростных самолетах в основных системах управления для уменьшения усилий на командных рычагах используются гидроусилители, и поэтому нет необходимости в аэродинамической компенсации рулей и элеронов.

Вопросы для повторения

1. Что называется управляемостью самолета?
2. Назовите органы управляемости самолета.
3. Как создаются управляющие моменты?
4. Как осуществляется боковая управляемость самолета?
5. Чем вызвано нарушение боковой управляемости на больших углах атаки?
6. Какие элероны называются дифференциальными? С какой целью они применяются?
7. Чем вызвано затягивание самолета в пикирование? Как оно устраняется?
8. В чем сущность и причина обратной реакции по крену?
9. Какие самолеты и почему склонны к резкому кабрированию? Как с этим можно бороться?
10. Как возникает усилие на командных рычагах? Чем определяется его величина?
11. Для чего и какими средствами добиваются уменьшения шарнирного момента?
12. Назовите недостатки осевой компенсации.
13. Назовите преимущества и недостатки внутренней компенсации.
14. Какое преимущество имеет триммер перед другими видами аэродинамической компенсации? Как он используется?
15. Как следует отключить триммер руля высоты для снятия балансирующего усилия с левой педали?
16. Можно ли снять балансирующее усилие со штурвальной колонки, взятой «на себя» с помощью управляемого стабилизатора? Каким образом?
17. Пилот повернул штурвал влево. Как и почему поведет себя самолет?
18. Почему на всех самолетах руль высоты вверх отклоняется на больший угол, чем вниз?

Раздел IV. ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ ВЕРТОЛЕТОВ И РАКЕТ

Глава 10. ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ

ВЕРТОЛЕТА

1. Принцип полета и назначение основных частей вертолета

Идея создания вертолета возникла очень давно. Ее выразил в своих рисунках Леонардо да Винчи (1475 г.). Позднее, в 1754 г., модель геликоптера была построена М. В. Ломоносовым. Опыты с несущими винтами проводил академик М. К. Рыкачев в 1871 г. Первые проекты вертолета были разработаны в 1907—1910 гг., лучшим из них был проект Б. Е. Юрьева (1909 г.). В 1940 г. И. П. Братухин построил вертолет «Омега». Особенно быстро вертолетостроение стало развиваться после Великой Отечественной войны. В гражданской авиации успешно применяются вертолеты, созданные в конструкторских бюро Н. И. Камова, М. Л. Миля, А. С. Яковлева.

Вертолет — летательный аппарат тяжелее воздуха, подъемная сила которого создается несущими винтами по аэродинамическому принципу.

По сравнению с самолетом вертолет обладает следующими преимуществами: способностью вертикально набирать высоту и снижаться, совершать вертикальные взлет и посадку; горизонтально перемещаться вперед, назад, вправо, влево, «висеть» (находиться на одной высоте без движения по горизонту); возможностью безопасной посадки при отказе двигателя.

Эти достоинства позволяют широко применять вертолеты в народном хозяйстве. Они используются для доставки пассажиров и грузов в условиях бездорожья, охраны лесов, борьбы с вредителями, спасательных работ, разведки рыбы, льдов, на строительстве крупных сооружений.

Вместе с тем вертолеты имеют серьезные недостатки. К ним можно отнести: малую скорость полета, сложность пилотирования из-за плохой устойчивости на некоторых режимах полета, склонность к вибрациям.

Основной частью вертолета является несущий винт 1 (рис. 10.1), который создает силы, уравнивающие массу вертолета и обеспечивающие устойчивость, управляемость и возможность движения в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Направление силы, создаваемой несущим винтом, зависит от положения плоскости его вращения. Для привода в движение несущего винта, рулевого винта и различных агрегатов

вертолета используется двигатель 2. Рулевой винт 7 служит для уравнивания реактивного момента несущего винта, обеспечивает путевую устойчивость и управляемость. Фюзеляж 4 имеет такое же назначение, как и фюзеляж самолета. Стабилизатор 6 является органом продольной устойчивости вертолета. Хвостовая балка 5 используется для размещения трансмиссии и крепления рулевого винта. Шасси 3 обеспечивает возможность стоянки и перемещения вертолета по земле.

Несущий винт и его параметры. Несущий винт преобразует энергию вращения вала двигателя в энергию поступательного движения воздуха относительно винта.

Аэродинамические характеристики несущего винта зависят от его геометрических и кинематических параметров: диаметра, ометаемой площади, удельной нагрузки на ометаемую площадь, количества лопастей, коэффициента заполнения и др.

Площадь, ометаемая несущим винтом, $S_{ом} = \pi D^2/4$ влияет на величину аэродинамических сил подобно площади крыла. Удельная нагрузка $P_s = G/S_{ом}$ — вес, приходящийся на 1 м² ометаемой площади. Количество лопастей k выбирается с таким расчетом, чтобы при малой пульсации силы тяги исключалось вредное взаимное влияние лопастей, поэтому чаще всего несущие винты имеют 3—4 лопасти.

Коэффициент заполнения представляет собой отношение суммарной площади лопастей к площади, ометаемой несущим винтом:

$$\sigma = (kf)/S_{ом},$$

где f — площадь одной лопасти;
 k — число лопастей.

Чем больше σ , тем позже наступает срыв потока на лопастях, но из-за слишком большой ширины лопастей уменьшается жесткость лопасти на кручение. Оптимальные значения σ составляют от 0,03 до 0,08.

Углом атаки несущего винта $\alpha_{н.в.}$ называется угол, заключенный между вектором скорости воздушного потока и плоскостью вращения винта (рис. 10.2). Он изменяется от 0 до 360°, так как зависит от направления движения вертолета.



Рис. 10.1. Основные части вертолета

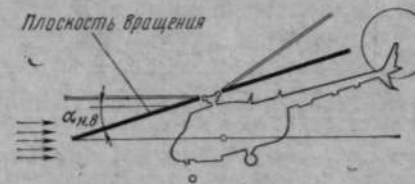


Рис. 10.2. Угол атаки несущего винта

2. Аэродинамика несущего винта

Основы теории несущего винта были разработаны Н. Е. Жуковским. В 1890 г. в книге «К теории летания» он опубликовал расчетные формулы для подсчета тяги и мощности несущего винта. Позднее он изучал вопросы о грузоподъемности вертолета, влиянии горизонтальной скорости полета вертолета на работу несущего винта. Инженерные методы расчета несущих винтов были созданы Б. Н. Юрьевым и Г. Х. Сабининым.

Физическая сущность образования тяги несущего винта и его реактивного момента объясняется двумя теориями: идеального винта и элемента лопасти.

Теория идеального винта. Несущий винт, вращаясь, подсасывает воздух и отбрасывает его за плоскость вращения. Сила ответного воздействия воздуха на винт и представляет собой силу тяги несущего винта. Сила тяги несущего винта без учета потерь энергии

$$P_{Н.В} = \rho S_{Ом} V_1 V_2,$$

где $P_{Н.В}$ — сила тяги несущего винта, Н;
 ρ — плотность воздуха, кг/м³;
 $S_{Ом}$ — площадь ометаемого круга, м²;
 V_1 — индуктивная скорость подсосывания, м/с;
 V_2 — индуктивная скорость отбрасывания, м/с.

Н. Е. Жуковским было доказано, что $V_2 = 2 V_1$. С учетом этой формула силы тяги несущего винта приобретает вид:

$$P_{Н.В} = 2\rho S_{Ом} V_1^2.$$

Действительная сила тяги несущего винта оказывается меньше из-за потерь энергии на преодоление профильного сопротивления лопастей, закручивание струи за винтом, протекание воздуха по концам лопастей и т. д. Общие потери энергии составляют 20—30% мощности, подводимой к винту.

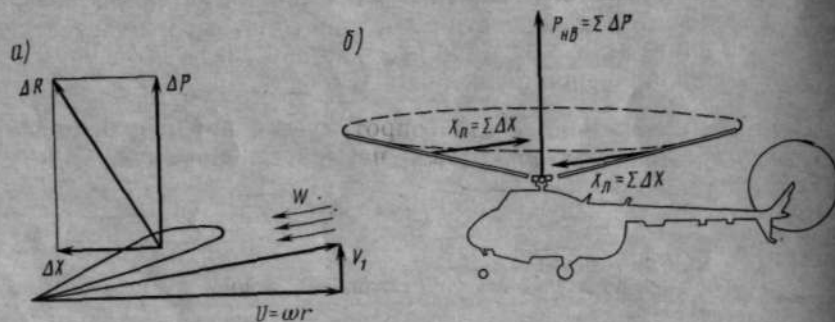


Рис. 10.3. Аэродинамические силы несущего винта: а — элемента лопасти; б — несущего винта

Теория элемента лопасти рассматривает лопасть как крыло, совершающее сложное движение, зависящее от режима движения вертолета. Наиболее простая картина обтекания элемента лопасти потоком имеет место на режиме висения (рис. 10.3, а). Истинная скорость элемента лопасти W определяется как геометрическая сумма скорости вращения лопасти $u = \omega r$ и обращенной индуктивной скорости подсосывания V_1 .

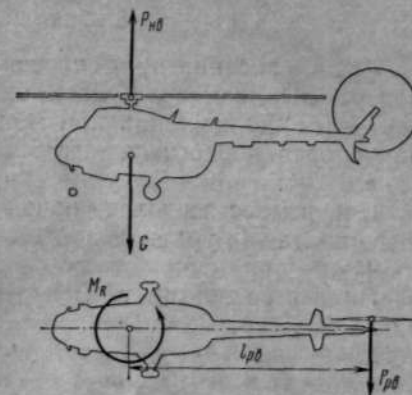


Рис. 10.4. Режим висения

Полную аэродинамическую силу элемента лопасти несущего винта ΔR разложим на составляющие ΔP (перпендикулярно плоскости вращения) и ΔX (в плоскости вращения). Таким образом, каждый элемент лопасти несущего винта создает две элементарные аэродинамические силы: ΔP — элементарную силу тяги несущего винта; ΔX — элементарную силу сопротивления вращению несущего винта.

Система элементарных сил тяги приводится к равнодействующей, направленной по оси вращения (перпендикулярно плоскости вращения) несущего винта (рис. 10.3, б). Это и есть сила тяги несущего винта:

$$P_{Н.В} = \sum \Delta P = c_p S_{Ом} [\rho (\omega R)^2 / 2],$$

где $P_{Н.В}$ — сила тяги несущего винта, Н;
 c_p — коэффициент тяги несущего винта, зависящий от формы и угла установки лопастей;
 ω — угловая скорость вращения, рад/с;
 R — длина лопасти несущего винта, м.

Формула показывает, что сила тяги несущего винта аналогична подъемной силе крыла

$$Y_a = c_{y_a} S (\rho V^2 / 2).$$

Система элементарных сил сопротивления вращению приводится к паре сил, момент которой называется моментом торможения

$$M_{Торм} = c_m S_{Ом} [\rho (\omega R)^2 / 2],$$

где $M_{Торм}$ — момент торможения, Н·м;
 c_m — коэффициент момента, зависящий от формы и угла установки лопастей.

Для преодоления момента торможения к винту подводится крутящий момент $M_{кр}$ от силовой установки.

3. Основные режимы движения вертолета

Режим висения применяется перед вертикальной посадкой для уточнения места приземления, при загрузке и разгрузке вертолета без посадки, при монтажных работах, перед полетом для проверки работы двигателей и различных систем и т. д. (рис. 10.4).

Центр масс вертолета неподвижен. Реактивный момент несущего винта M_R уравнивается моментом тяги рулевого винта $P_{р.в}l_{р.в}$.

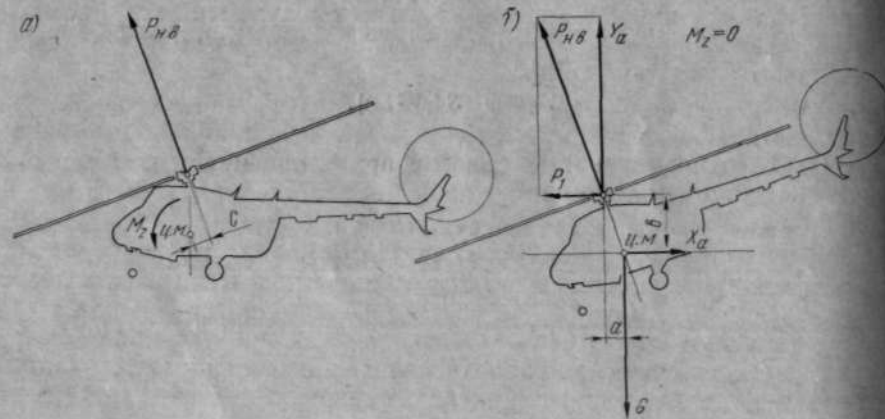
Сила веса вертолета G уравнивается тягой несущего винта $P_{н.в}$

$$M_R = P_{р.в}l_{р.в}; \quad G = P_{н.в}$$



Рис. 10.5. Вертикальное движение вертолета:
а — набор высоты; б — снижение вертолета; в — режим «вихревого кольца»

Рис. 10.6. Режим горизонтального полета



Вертикальный набор высоты (рис. 10.5, а). Плоскость вращения несущего винта находится в горизонтальной плоскости. Центр масс вертолета перемещается вертикально вверх. Реактивный момент уравнивается так же, как на режиме висения, моментом тяги рулевого винта (см. рис. 10.4). Сила веса вертолета G и сила лобового сопротивления X_a уравниваются силой тяги несущего винта: $P_{н.в} = G + X_a$.

Вертикальное снижение (рис. 10.5, б). При выполнении режима вертикального снижения плоскость вращения несущего винта горизонтальна. Центр масс вертолета перемещается вертикально вниз. Реактивный момент уравнивается моментом тяги рулевого винта так же, как и на режиме висения. Сила веса вертолета G — силой тяги несущего винта $P_{н.в}$ и силой лобового сопротивления вертолета X_a (рис. 10.5, а). При достаточно быстром снижении (рис. 10.5, в) поток, набегающий на вертолет снизу, вытесняет вверх воздух, отбрасываемый несущим винтом. В результате через плоскость несущего винта циркулирует один и тот же объем воздуха. Образуется так называемое вихревое кольцо — явление очень опасное, так как сопровождается уменьшением тяги несущего винта, ухудшением управляемости. Поэтому вертикальная скорость снижения вертолета не должна быть больше 2—3 м/с.

Горизонтальный полет (рис. 10.6). Так же как на режиме висения, реактивный момент несущего винта и момент силы тяги рулевого винта взаимно уравновешены. Для преодоления силы лобового сопротивления вертолета нужна горизонтальная составляющая тяги несущего винта. Поэтому с помощью автомата перекоса производится наклон вперед плоскости вращения несущего винта (рис. 10.6, а), что вызывает появление неуравновешенного момента $M_z = P_{н.в} \cdot c$. Под действием этого момента вертолет вращается вокруг центра масс до тех пор, пока M_z не станет равным нулю, т. е. пока линия действия $P_{н.в}$ не пройдет через центр масс вертолета (рис. 10.6, б).

Вертикальная составляющая тяги несущего винта Y_a уравнивает силу веса G , горизонтальная составляющая P_1 — силу лобового сопротивления X_a .

Моменты аэродинамических сил несущего винта относительно центра масс вертолета взаимно уравниваются: $P_1 b = Y_a a$. Вертолет совершает равномерный прямолинейный полет в горизонтальной плоскости.

Режим самовращения несущего винта (рис. 10.7). Если прекратится подвод мощности к несущему винту, то его частота вращения уменьшится. Вертолет из-за уменьшения тяги несущего винта начнет снижаться, и угол притекания потока β станет отрицательным (рис. 10.7, а). Возникающая при этом элементарная аэродинамическая сила ΔR раскладывается на две составляющие ΔP и ΔX . Система сил ΔP уравнивает вес вертолета,

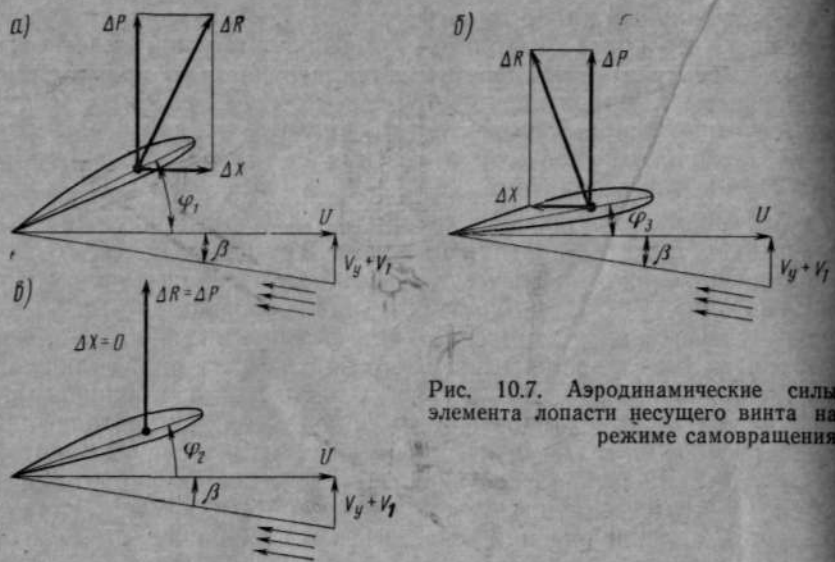


Рис. 10.7. Аэродинамические силы элемента лопасти несущего винта на режиме самовращения

а система сил ΔX замедляет (рис. 10.7, б) или ускоряет (рис. 10.7, а) вращение несущего винта.

При $\sum \Delta X = 0$ частота вращения несущего винта будет постоянной, и полет будет называться режимом установившегося самовращения (рис. 10.7, в). На режиме самовращения реактивный момент отсутствует, так как мощность, необходимая для вращения винта, создается потоком воздуха.

4. Управляемость вертолета

Управляемостью вертолета называется его способность восстанавливать или изменять режим полета по воле пилота. Управляющие моменты создаются силами тяги несущего и рулевого винтов. Поэтому несущий и рулевой винты считаются органами управляемости вертолета. Для изменения величины и направления тяги несущего винта служит автомат перекоса лопастей, который впервые был применен Б. Н. Юрьевым (рис. 10.8).

Автомат перекоса действует следующим образом. При повороте ручки шаг-газ 8 перемещается ползун 3 и вызывает вертикальное перемещение неподвижного и подвижного колец тарели 5. Вертикальные тяги 4 одновременно изменяют установочные углы всех лопастей. Это приводит к изменению тяги несущего винта по величине.

При отклонении ручки циклического шага 2 плоскость колец (тарель) наклоняется, вертикальные тяги производят циклическое по азимуту изменение установочных углов лопастей. Это

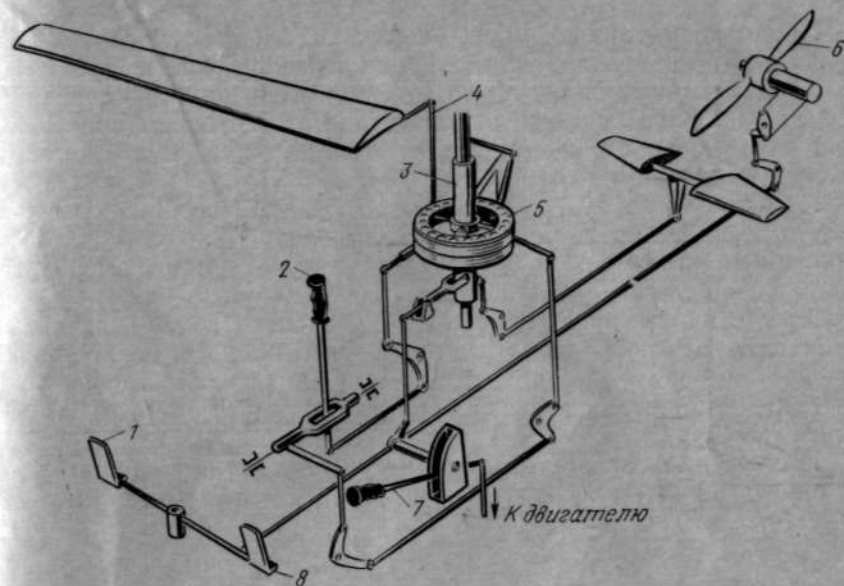


Рис. 10.8. Система управления вертолетом (автомат-перекос)

вызывает поворот плоскости вращения несущего винта и приводит к изменению тяги несущего винта по направлению. Тяга рулевого винта изменяется за счет изменения установочных углов (шага) и частоты вращения его лопастей. Если нажать на правую педаль 1, то шаг рулевого винта 6 увеличится, а левую — шаг рулевого винта уменьшится.

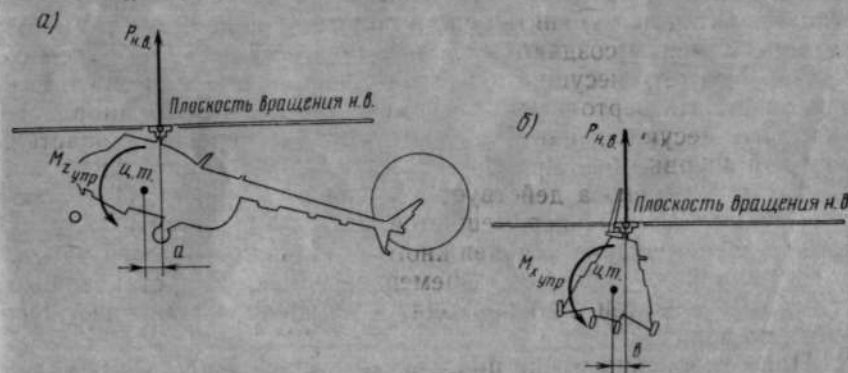


Рис. 10.9. Управляемость вертолета
а — продольная; б — поперечная

Продольная управляемость — это способность вертолета по воле пилота поворачиваться вокруг поперечной оси.

Управляющий момент M_z упр (рис. 10.9) создается за счет изменения направления тяги несущего винта. Вертолет вращается вокруг поперечной оси до тех пор, пока управляющий момент не станет равным нулю (рис. 10.10, а).

Поперечная управляемость — это способность вертолета по воле пилота поворачиваться вокруг продольной оси. Управляющий момент M_x упр создается также за счет изменения направления тяги несущего винта (рис. 10.9, б).

Путевая управляемость — это способность вертолета по воле пилота поворачиваться вокруг вертикальной оси. Управляющий момент M_y упр представляет собой разность между реактивным моментом несущего винта M_R и моментом тяги винта $P_{р.в}L_{р.в}$.

Получить эту разность можно путем изменения величины тяги рулевого винта или реактивного момента несущего винта.

Вопросы для повторения

1. Какие преимущества имеет вертолет перед самолетом?
2. Расскажите о назначении основных частей вертолета.
3. Как определить удельную нагрузку на ометаемую площадь несущего винта?
4. Что называется коэффициентом заполнения?
5. Что называется углом притекания потока?
6. В чем состоит сущность теории элемента лопасти несущего винта?
7. Чем опасен режим вихревого кольца?
8. Как происходит горизонтальный полет вертолета?
9. Как совершается полет на режиме самовращения несущего винта?
10. Назначение и принцип действия автомата перекоса лопастей.
11. Как осуществляется управление вертолетом: продольное, поперечное, путевое?

Глава 11. ОСНОВЫ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ

1. Общие сведения

Ракета является летательным аппаратом, для создания подъемной силы которого используется реактивный принцип. Основоположником теории реактивного полета является К. Э. Циолковский, который не только сформулировал основные положения теории движения ракет, но и показал их роль в освоении космического пространства. Циолковскому принадлежит идея применения многоступенчатых ракет для получения необходимых значений космических скоростей.

Большое значение для развития ракетной техники имели теоретические работы И. В. Мещерского (1859—1935 гг.) по механике тел переменной массы. Приоритет первых инженерных раз-

работок по ракетной технике принадлежит Ф. А. Цандеру (1887—1933). Работы первых энтузиастов показали заманчивость и сложность проблемы космических полетов. Понадобилось еще почти три десятка лет, чтобы их мечта воплотилась в действительность. Советские ученые и инженеры создали межконтинентальную баллистическую ракету, первыми запустили искусственный спутник Земли, создали космические станции и космические корабли. Советские космонавты первыми совершили триумфальные полеты в космосе, открыв новую космическую эру в истории Земли.

История развития отечественных ракетных конструкций связана с именем С. П. Королева. В начале 30-х годов вместе с другими сторонниками идей Циолковского — Ф. А. Цандером, М. К. Тихонравовым, Ю. А. Победоносцевым — он начал работать в опытно-конструкторской группе ГИРД. Первые ракетопланы и крылатые ракеты, построенные под руководством и при участии С. П. Королева, успешно прошли испытания в 1935—1939 гг. После Великой Отечественной войны С. П. Королев стал создателем сверхдальних межконтинентальных многоступенчатых баллистических ракет и ракетно-космических систем. Благодаря его инженерному и организаторскому таланту был сделан решительный шаг от идеи к практическому освоению космоса.

2. Устройство и полет ракеты

Устройство ракеты. Ракета с насосной подачей жидкого топлива (рис. 11.1) имеет цилиндрический корпус с конической головной частью, внутри которого размещаются полезный груз и оборудование 6, двигатель 2, баки с окислителем 5 и топливом 4, турбонасосный агрегат 3. На выходе из сопла 1 установлены газодинамические рули 8. Для обеспечения устойчивости и управляемости при полете в плотных слоях атмосферы предусмотрены стабилизаторы 7 и аэродинамические рули 9. В качестве жидкого топлива применяются керосин, спирт, а окислителя — азотная кислота, жидкий кислород.

Ракета с двигателем, работающим на твердом топливе, имеет еще более простое устройство. Она состоит из боевой части и камеры сгорания, в которой помещается твердое топливо (заряд топлива). Твердым топливом могут служить бездымный порох, каучук, асфальт, органическая смола. Окислителями являются перхлорат аммония или калия.

Траектория баллистической ракеты состоит из двух участков (рис. 11.2): активного и пассивного.

Активным называется участок траектории АО, который проходит ракета с момента запуска до прекращения работы двигателей. На активном участке ее скорость достигает максимального значения.

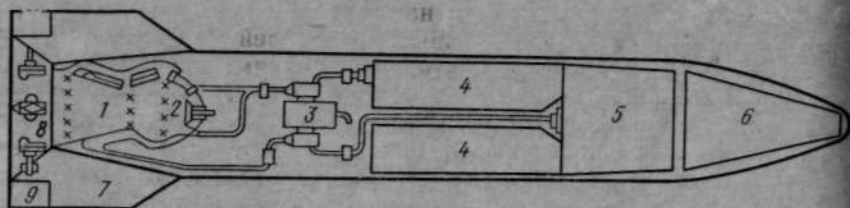


Рис. 11.1. Ракета с насосной подачей жидкого топлива



Рис. 11.2. Траектория баллистической ракеты

Начальная часть активного участка AB вертикальна и называется стартовым участком. На безопасной высоте траектория искривляется вследствие поворота ракеты по определенной программе. Эта часть траектории BB называется участком выведения. В конце участка выведения, в точке O ракета достигает заданной скорости, а ее траектория получает заданный угол наклона.

Пассивным называется участок траектории, который ракета проходит после прекращения работы двигателя как свободно брошенное тело. После выключения двигателей за счет запаса кинетической энергии ракета продолжает некоторое время удаляться от земли, набирая дополнительную высоту. Затем начинается снижение ракеты.

Пассивный участок траектории представляет собой эллипс, один из фокусов которого находится в центре Земли. Большая часть пассивного участка расположена за пределами плотных слоев атмосферы. Из-за отсутствия атмосферы аэродинамические стабилизаторы оказываются неэффективными, и ракета беспорядочно вращается вокруг своего центра масс. Стабилизация полета ракеты начинается только в точке C при входе в плотные слои атмосферы, затем производится торможение и наведение ракеты на цель.

Управление ракетой. Подобно самолету ракета имеет продольную, поперечную и путевую управляемость. Управляющие моменты создаются по аэродинамическому или реактивному принципу. Аэродинамические рули ракеты подобны самолетным. Они эффективны только в плотных слоях атмосферы. Реактивный принцип управления ракетой осуществляется с помощью газоди-

намических рулей, изменением направления тяги ракетного двигателя, применением специальных двигателей управления, так называемых верньерных двигателей, и другими средствами.

При отклонении газового руля (рис. 11.3, a) возникает газодинамическая сила N , момент которой относительно центра масс ракеты является управляющим.

При изменении направления тяги P_R (поворотом ракетного двигателя) (рис. 11.3, b) она раскладывается на составляющие F и T . Сила F является управляющей, так как создает неуравновешенный момент относительно центра массы ракеты.

Верньерные двигатели (рис. 11.3, $в$) крепятся шарнирно; они могут поворачиваться относительно корпуса ракеты и таким образом изменять направление управляющей силы N .

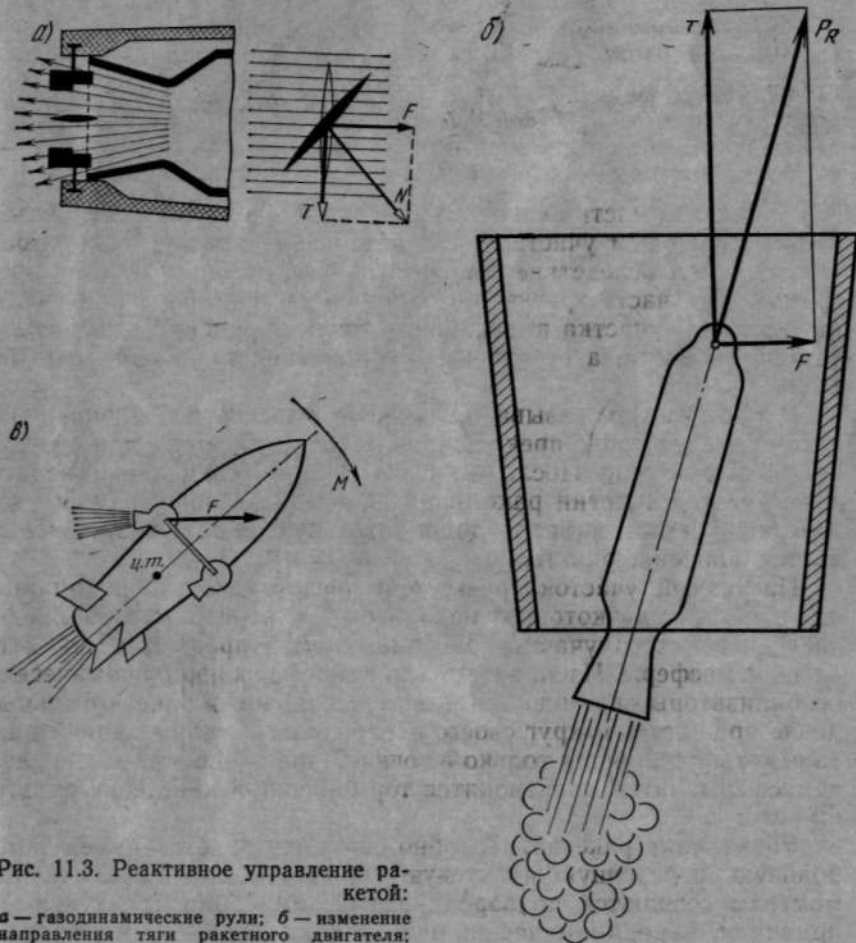


Рис. 11.3. Реактивное управление ракетой:
 a — газодинамические рули; $б$ — изменение направления тяги ракетного двигателя;
 $в$ — верньерные двигатели

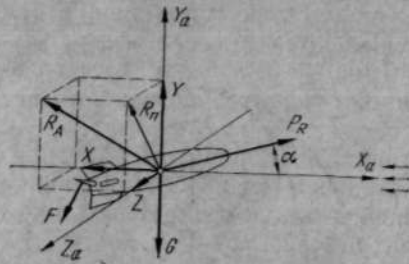


Рис. 11.4. Силы, действующие на ракету в плотных слоях атмосферы

Силы, действующие на ракету. На ракету в полете действуют сила веса $G = mg$, тяги P_R , управляющие F и аэродинамическая R_A силы (рис. 11.4). При большой дальности полета необходимо учитывать и кориолисову силу, вызванную вращением Земли. Значения этих сил и их влияние на полет ракеты зависят от участка траектории. На активном участке силами аэродинамического сопротивления и веса можно пренебречь, так как их значения ничтожно малы в сравнении с силой тяги. На пассивном участке траектории за пределами плотных слоев атмосферы основное действие оказывает сила веса, а на участке стабилизации, кроме силы веса, нужно учитывать и силу аэродинамического сопротивления.

Точка приложения вектора аэродинамической силы R_A называется центром сопротивления (давления). Проекция вектора аэродинамической силы на направление потока называется силой лобового сопротивления X_a . Проекция R_A на плоскость, перпендикулярную к потоку, называется нормальной силой R_n . Последняя имеет две составляющие: подъемную силу Y_a в вертикальной плоскости и боковую силу Z_a в горизонтальной плоскости.

3. Скорость движения ракеты

Формула Циолковского для определения конечной скорости ракеты. Числом Циолковского Z называется отношение стартовой (начальной) массы ракеты m_0 к конечной m_k :

$$Z = m_0/m_k = (m_k + m_{\text{топл}})/m_k.$$

Чем больше различаются конечная и стартовая массы, тем большую скорость может развить ракета:

$$V_{\text{max}} = -w_e \ln \frac{m_k}{m_0}, \quad V_{\text{max}} = -w_e \ln \frac{1}{Z},$$

где w_e — эффективная скорость истечения газов.

Максимальная скорость V_{max} одноступенчатой ракеты всегда меньше первой космической скорости даже при современных возможностях техники. Поэтому для получения космических скоростей К. Э. Циолковский предложил применять составные (многоступенчатые) ракеты, максимальная скорость которых вычисляется как:

$$V_{\text{max } n} = -\left(w_e \ln \frac{m_1}{m_0} + w_e \ln \frac{m_2}{m_1} + \dots + w_e \ln \frac{m_n}{m_{n-1}}\right),$$

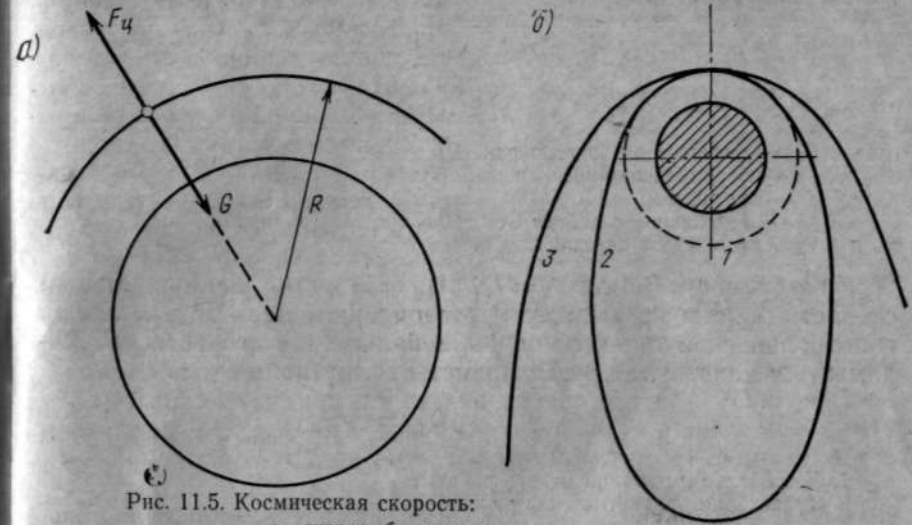


Рис. 11.5. Космическая скорость: а — первая; б — вторая

где $V_{\text{max } n}$ — максимальная скорость n -ступенчатой ракеты;
 m_1 — масса после сброса первой ступени;
 m_2 — масса после сброса второй ступени;
 m_n — масса после сброса $(n-1)$ -й ступени.

Первая космическая скорость. Первой космической скоростью называется скорость, достаточная для того, чтобы ракета стала спутником с круговой орбитой с центром в центре Земли (рис. 11.5). При первой космической скорости возникает центробежная сила, равная силе веса ракеты: $F_c = (mV_1^2)/R_{\text{орб}} = G$.

Выразим вес ракеты через ее массу: $\frac{mV_1^2}{R_{\text{орб}}} = mg_R$

После дальнейших преобразований получим: $V_1^2 = R_{\text{орб}}g_R$, откуда $V_1 = \sqrt{g_R R_{\text{орб}}}$,

где m — масса ракеты;
 $R_{\text{орб}}$ — радиус орбиты;
 V_1 — первая космическая скорость;
 g_R — ускорение свободного падения.

При полете ракеты у поверхности Земли: $R_{\text{орб}} = 6371$ км; $g_R = 9,81$ м/с²; $V_1 = 7900$ м/с = 7,9 км/ч. Если начальная скорость ракеты окажется больше V_1 , то орбита станет эллиптической. Чтобы уменьшить влияние сопротивления атмосферы, запуск космических объектов производят на высоту не менее 160 км.

Вторая космическая скорость. Второй космической скоростью называется скорость, при которой кинетическая энергия ракеты оказывается больше потенциальной энергии поля земного тяготения, и ракета движется по разомкнутой параболической

траектории (рис. 11.5, б):

$$E_k = (mV_2^2)/2 = GR_{орб} \quad \text{или} \quad \left(\frac{mV_2^2}{2} \right) = mg_R R_{орб};$$

откуда $V_2 = \sqrt{2g_R R_{орб}}$,

- где E_k — кинетическая энергия ракеты;
 $GR_{орб}$ — потенциальная энергия ракеты;
 G — вес ракеты;
 $R_{орб}$ — расстояние от центра Земли до орбиты (радиус орбиты);
 V_2 — вторая космическая скорость.

У поверхности Земли $V_2 = 7,9$ и $\sqrt{2} = 11,2$ км/с. Если начальная скорость ракеты превышает V_2 , то она удаляется от Земли по гиперболической траектории. Гиперболические скорости необходимы для полета на другие планеты солнечной системы.

Вопросы для повторения

1. Устройство и принцип полета ракеты.
2. Траектория баллистической ракеты.
3. Как осуществляется управление ракетой?
4. Силы, действующие на ракету.
5. Формула Циолковского для определения конечной скорости ракеты.
6. Сущность идеи многоступенчатых ракет.
7. Формула для вычисления первой космической скорости.
8. Формула для вычисления второй космической скорости.

Таблица стандартной атмосферы

Высота H , м	Температура T , К	Давление P , Н/м ²	Плотность ρ , кг/м ³	Относительная плотность, $\frac{\rho_H}{\rho_0}$	Скорость звука, м/с
0	288,2	101 330	1,23	1,000	340,4
1 000	281,7	59 880	1,11	0,887	336,6
2 000	275,1	79 490	1,01	0,785	332,7
3 000	268,6	70 130	$9,09 \cdot 10^{-1}$	0,692	328,7
4 000	262,1	61 660	$8,19 \cdot 10^{-1}$	0,608	324,7
5 000	255,6	54 050	$7,37 \cdot 10^{-1}$	0,533	320,7
6 000	249,1	47 210	$6,60 \cdot 10^{-1}$	0,466	316,6
7 000	242,6	41 090	$5,90 \cdot 10^{-1}$	0,405	312,4
8 000	236,1	35 650	$5,26 \cdot 10^{-1}$	0,351	308,2
9 000	229,6	30 790	$4,67 \cdot 10^{-1}$	0,303	303,9
10 000	223,2	26 290	$4,14 \cdot 10^{-1}$	0,261	299,6
11 000	216,7	22 690	$3,65 \cdot 10^{-1}$	0,223	295,2
12 000	216,7	19 390	$3,12 \cdot 10^{-1}$	0,191	295,2
13 000	216,7	16 570	$2,67 \cdot 10^{-1}$	0,163	295,2
14 000	216,7	14 160	$2,28 \cdot 10^{-1}$	0,139	295,2
15 000	216,7	12 110	$1,95 \cdot 10^{-1}$	0,119	295,2
16 000	216,7	10 350	$1,67 \cdot 10^{-1}$	0,102	295,2
17 000	216,7	8 850	$1,42 \cdot 10^{-1}$	0,087	295,2
18 000	216,7	7 560	$1,22 \cdot 10^{-1}$	0,074	295,2
19 000	216,7	6 470	$1,04 \cdot 10^{-1}$	0,063	295,2
20 000	216,7	5 530	$8,89 \cdot 10^{-2}$	0,054	295,2
21 000	216,7	4 730	$7,60 \cdot 10^{-2}$	0,046	295,2
22 000	216,7	4 040	$6,50 \cdot 10^{-2}$	0,039	295,2
23 000	216,7	3 460	$5,56 \cdot 10^{-2}$	0,034	295,2
24 000	216,7	2 950	$4,75 \cdot 10^{-2}$	0,029	295,2
25 000	216,7	2 530	$4,06 \cdot 10^{-2}$	0,025	295,2

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение	3
РАЗДЕЛ I. Основы аэродинамики	7
Глава 1. <i>Основные понятия и законы аэродинамики</i>	<i>7</i>
3 { 1. Основные параметры воздуха	7
2. Физические свойства воздуха	9
3. Атмосфера	10
4. Основные законы гидроаэродинамики	14
5. Обтекание тел потоком воздуха	21
6. Аэродинамический эксперимент	26
Глава 2. <i>Аэродинамические силы и аэродинамические характеристики крыла и самолета</i>	<i>30</i>
1. Принципы создания подъемной силы	30
2. Основные части самолета и их назначение	34
3. Аэродинамическая сила и ее составляющие	36
4. Геометрические характеристики крыла	39
5. Полная аэродинамическая сила крыла	44
6. Подъемная сила крыла	47
7. Сила лобового сопротивления крыла	49
8. Аэродинамическое качество крыла	53
9. Аэродинамические характеристики крыла	54
10. Механизация крыла	59
11. Аэродинамика самолета	67
Глава 3. <i>Основы аэродинамики больших скоростей</i>	<i>73</i>
1. Основные законы движения сжимаемого потока	73
2. Сверхзвуковое течение газа	78
3. Обтекание тел сверхзвуковым потоком	81
4. Волновой кризис	87
5. Влияние сжимаемости потока на аэродинамические коэффициенты	89
6. Аэродинамические формы скоростного самолета	93
7. Проблемы сверхзвукового полета	94
Глава 4. <i>Воздушный винт</i>	<i>104</i>
1. Геометрия воздушного винта	104
2. Аэродинамические силы воздушного винта	107
3. Совместная работа воздушного винта и двигателя	109
4. Режимы работы воздушного винта	111
5. Характеристики воздушного винта	113

РАЗДЕЛ II. Динамика полета	117
Глава 5. <i>Установившееся движение самолета</i>	<i>117</i>
1. Горизонтальный полет	117
2. Характеристики горизонтального полета	119
3. Продолжительность и дальность полета	125
4. Набор высоты	127
5. Планирование самолета	133
Глава 6. <i>Неустановившееся движение самолета</i>	<i>139</i>
1. Взлет самолета	139
2. Посадка самолета	144
3. Понятия о перегрузках	148
4. Криволинейный полет самолета в вертикальной плоскости	150
5. Правильный вираж	151
РАЗДЕЛ III. Равновесие, устойчивость и управляемость самолета	155
Глава 7. <i>Равновесие самолета</i>	<i>155</i>
1. Центровка самолета	155
2. Равновесие самолета	157
Глава 8. <i>Устойчивость самолета</i>	<i>161</i>
1. Общие сведения	161
2. Продольная устойчивость	161
3. Боковая устойчивость	165
Глава 9. <i>Управляемость самолета</i>	<i>168</i>
1. Продольная управляемость	168
2. Боковая управляемость	170
3. Особенности устойчивости и управляемости скоростных самолетов	174
4. Аэродинамическая компенсация рулей и элеронов	176
РАЗДЕЛ IV. Основы аэродинамики вертолетов и ракет	180
Глава 10. <i>Основы аэродинамики вертолета</i>	<i>180</i>
1. Принцип полета и назначение основных частей вертолета	180
2. Аэродинамика несущего винта	182
3. Основные режимы движения вертолета	184
4. Управляемость вертолета	186
Глава 11. <i>Основы ракетной техники</i>	<i>188</i>
1. Общие сведения	188
2. Устройство и полет ракеты	189
3. Скорость движения ракеты	192
<i>Приложение</i>	<i>195</i>