



Л. Ф. НИКОЛАЕВ

**АЭРОДИНАМИКА
И ДИНАМИКА
ПОЛЕТА
ТРАНСПОРТНЫХ
САМОЛЕТОВ**



ИЗДАТЕЛЬСТВО «ТРАНСПОРТ»

Л. Ф. НИКОЛАЕВ

АЭРОДИНАМИКА И ДИНАМИКА ПОЛЕТА ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ

Допущено
Управлением учебных заведений МГА
в качестве учебника
для высших учебных
заведений гражданской авиации



МОСКВА "ТРАНСПОРТ" 1990

УДК 629.735.015.3 : 629.735.35(075 8)

Николаев Л. Ф. Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов: Учеб. для вузов. — М.: Транспорт, 1990. — с. 392.

Изложены теоретические основы аэродинамики и динамики полета транспортных самолетов гражданской авиации. Рассмотрены основные режимы полета, летно-технические характеристики самолета, характеристики устойчивости и управляемости, влияние на них эксплуатационных факторов, особые случаи в полете. Даны конкретные рекомендации пилоту по влиянию различных факторов на летные ограничения и обеспечение безопасности полетов.

Для курсантов высших летных училищ гражданской авиации. Ил. 256, табл. 3, библиогр. 12 назв.

Рецензенты: В. П. Бехтир (Центр ГА СЭВ) и проф. Л. Г. Тоннашвили (кафедра аэродинамики и динамики полета РКИИГА)

Заведующий редакцией Л. В. Васильева

Редактор И. В. Иванова

Н 3206030000-267 212-90
049(01)-90

ISBN 5-277-00988-4

© Л. Ф. Николаев 1990

ОТ АВТОРА

Написание настоящего учебника диктовалось отсутствием необходимой для подготовки инженера-пилота учебной литературы по аэродинамике и динамике полета транспортных самолетов. Содержание имеющихся к настоящему времени фундаментальных учебников «Аэрогидромеханика» [4] и «Аэромеханика самолетов» [3], предназначенных для студентов авиационных специальностей вузов, выходит далеко за рамки программы подготовки инженеров-пилотов в высших летных училищах гражданской авиации. Кроме того, они не акцентированы на подготовку специалиста по летной эксплуатации транспортных самолетов. Учебные пособия по практической аэродинамике самолетов [5, 9 и др.] по своему назначению и содержанию также не могут в полной мере удовлетворить требованиям программы подготовки пилотов в вузах гражданской авиации, поскольку в них не рассматриваются основополагающие вопросы аэродинамики и динамики полета, общие для всех самолетов, а рассматриваются только частные приложения к конкретным их типам. Учебники по аэродинамике и динамике полета для летного состава ВВС [2] имеют хорошую направленность на подготовку военного летчика, но не в полной мере соответствуют подготовке пилота гражданской авиации.

Настоящее издание — воплощенная попытка автора создать учебник по аэродинамике и динамике полета транспортных самолетов, предназначенный для подготовки инженера-пилота гражданской авиации, обеспечивающий достаточное научное содержание и его направленность на достижение целей обучения, определенных квалификационной характеристикой специалиста.

В книге широко использованы нормативные документы: Наставление по производству полетов в гражданской авиации СССР (НПП ГА-85), Единые нормы летной годности гражданских воздушных судов (ЕНЛГС) стран-членов СЭВ, Государственные стандарты.

Учебник включает две части: аэродинамика и динамика полета. В первой части изложены теоретические основы аэродинамики и вопросы прикладной аэродинамики применительно к транспортным самолетам: физико-механические свойства и основные уравнения движения воздуха, особенности сверхзвуковых течений, пограничный слой, аэродинамические силы, моменты и аэродинамические характеристики крыла на малых, дозвуковых и трансзвуковых скоростях, аэродинамические характеристики частей самолета и самолета в целом, аэродинамические характеристики воздушного винта.

Во второй части рассмотрены теоретические основы динамики полета транспортных самолетов: уравнения движения, основные этапы полета и летно-технические характеристики, эксплуатационные ограничения режимов полета, влияние условий эксплуатации на характеристики полета, устойчивость, управляемость, балансировка самолета в полете и влияние на них эксплуатационных факторов, критические режимы, особые условия и особые случаи в полете. Дано аэродинамическое обоснование рекомендаций по пилотированию. Изложен материал иллюстрируется примерами для самолетов с турбореактивными двухконтурными двигателями (ТРДД) и с турбовинтовыми двигателями (ТВД).

Рубрикация учебника, научное содержание и объем разделов отражают его связь с соответствующими традиционными разделами фундаментальной науки.

Многие теоретические вопросы даны в кратком изложении, а выводы некоторых соотношений, не имеющие принципиального значения, опущены. В конце каждой главы приведен перечень дополнительной литературы с указанием страниц, с помощью которой можно найти подробные выводы и фундаментальные обоснования. Для самоконтроля обучаемых и оказания методической помощи преподавателям к каждой главе приведены контрольные вопросы, охватывающие основное содержание учебного материала. Изучив основы аэродинамики и динамики полета транспортных самолетов, воспользовавшись дополнительной литературой, читатель может углубить и конкретизировать свои знания.

Учебник предназначен для курсантов высших летных училищ и студентов вузов гражданской авиации по специальности «Летная эксплуатация». Кроме того, он может быть использован летным составом, проходящим повышение квалификации, слушателями центров подготовки пилотов, учебно-тренировочных отрядов, а также летным составом.

Выражаю искреннюю признательность рецензентам, принявшим участие в рассмотрении рукописи учебника и особенно проф. Л. Г. Тотнашвили за ценные советы и конструктивные предложения, учтенные при написании книги.

Замечания и советы читателей, которые позволят в дальнейшем улучшить содержание и структуру учебника, прошу направлять по адресу: Москва, 103051, Сретенка, 27/29, Издательство «Транспорт».

ВВЕДЕНИЕ

Аэродинамика и динамика полета являются разделами механики — науки, изучающей общие закономерности, связывающие движение и взаимодействие тел, находящихся в различных состояниях — твердом, жидком и газообразном.

Аэродинамика — раздел механики сплошных сред, в котором изучаются закономерности движения газа, преимущественно воздуха, а также механическое и тепловое взаимодействие между газом и движущимися в нем телами.

Аэродинамика является областью аэрогидромеханики (механики жидкостей и газа) — науки, изучающей закономерности движения и равновесия жидкостей и газов и их силового взаимодействия с обтекаемыми телами или граничными поверхностями (внутренними и внешними поверхностями тел, обтекаемыми потоком). Механика жидкого тела называется гидромеханикой, механика газообразного тела — аэромеханикой. Аэромеханика изучает равновесие и движение газообразных сред, преимущественно воздуха, механического воздействия сред на находящиеся в них тела. Она подразделяется на аэростатику и аэродинамику. Аэростатика изучает условия равновесия неподвижных газов и погруженное в них твердое тело. Законы аэростатики применяются к летательным аппаратам легче воздуха.

Аэродинамика сформировалась в самостоятельную науку в XX в. в связи с развитием авиации, турбостроения и метеорологии в качестве их теоретической основы. Основная задача аэродинамики состоит в определении сил, действующих на движущееся в газе тело, исследовании распределения давления на его поверхности, изучении направления струй воздуха вокруг него. Ее принято делить на теоретическую и экспериментальную. Это деление было всегда условным, так как познание является комплексным процессом и предполагает получение данных, необходимых в практике.

Наука о механике жидкостей, основоположниками которой являются члены Российской Академии наук Л. Эйлер и Д. Бернулли, заложила фундамент для развития аэродинамики.

Основы современной аэродинамики созданы трудами Н. Е. Жуковского, С. А. Чаплыгина, Л. Прандтля, Т. Кармана и др.

Накопление фундаментальных теоретических и экспериментальных результатов, а также знания, полученные из практики проектирования испытаний и эксплуатации летательных аппаратов, раздвинули рамки аэродинамики и привели к формированию направления, кото-

рое принято называть аэродинамикой летательных аппаратов и, в частности, аэродинамикой самолета.

Большой вклад в развитие аэродинамики внесли советские ученые: В. С. Аадуевский, О. М. Белоцерковский, Г. С. Бюшгенс, В. В. Голубев, А. А. Дородницын, М. В. Келдыш, Н. Е. Кочин, М. А. Лаврентьев, А. И. Некрасов, Н. Н. Павловский, Г. И. Петров, Г. П. Свищев, Л. И. Седов, В. В. Струминский, А. А. Фридман, С. А. Христианович, Г. Г. Черный и др.

Динамика летательных аппаратов в атмосфере — раздел механики, в котором изучается движение летательных аппаратов в атмосфере.

Динамика полета самолета рассматривает вопросы, связанные с исследованием траекторий движения самолета, его устойчивости и управляемости. В своих методах исследования она опирается на основные положения теоретической механики, аэродинамики, теории двигателей, теории автоматического управления и других дисциплин. В свою очередь, динамика полета самолета используется при изучении таких дисциплин, как конструирование и проектирование самолетов, конструирование систем управления полетом самолета, прочность самолета, техническая эксплуатация самолета, летная эксплуатация, безопасность полетов и др.

Огромный вклад в развитие динамики полета внесли Н. Е. Жуковский, С. А. Чаплыгин и их ученики и последователи: В. С. Ведров, В. П. Ветчинкин, Г. С. Калачев, И. В. Остославский, В. С. Пышнов.

Динамика полета современных самолетов — это стройная, постоянно совершенствующаяся научная дисциплина, позволяющая решать задачи анализа и исследования характеристик движения самолета на всех этапах их создания, испытаний и летной эксплуатации.

Новым вкладом в исследование динамики самолета стали работы Л. М. Шкадова, Г. С. Бюшгенса, Р. В. Студнева, Н. М. Лысенко, И. М. Машковского и других ученых.

Полет самолета с точки зрения механики является управляемым движением. В зависимости от управляющих воздействий пилота и работы бортовых автоматических средств управления может быть реализовано бесконечное множество траекторий. Управляющие воздействия формируются в полете из условия получения требуемых параметров движения: скорости, высоты полета (эшелона), направления (курса). Пилот контролирует значения этих параметров по приборам и парирует отклонения от заданных значений соответствующим отклонением органов управления, перемещая рычаги управления. Бортовые автоматические устройства в соответствии с заданной программой вместе с пилотом воздействуют на органы управления.

Значительное влияние на параметры полета оказывает состояние атмосферы. До полета оно известно лишь приближенно. При эксплуатации самолета в различных климатических зонах изменяются условия полета (температура, высота, плотность, число M и др.). В ходе полета самолет испытывает внешние возмущения вследствие атмосферной турбулентности, колебаний температуры воздуха и т.п.

Реальное движение самолета условно разделяют на две составляющие: *опорное* — движение по желаемой траектории в отсутствие возмущений и *возмущенное* — движение при воздействии возмущений. В условиях возмущенного движения приближение к желаемой траектории достигается за счет естественной способности самолета сохранять устойчивость движения и парированием отклонений пилотом и автоматическими устройствами.

В общем случае движение самолета имеет пространственный характер. Оно может быть прямолинейным и криволинейным, с постоянной или изменяющейся скоростью, на постоянной или изменяющейся высоте, с креном, скольжением или без них.

Из всего многообразия возможных *траекторий полета* транспортного самолета можно выделить основные *этапы*, являющиеся частями траектории полета: взлет, набор высоты, горизонтальный полет, криволинейные в горизонтальной и вертикальной плоскости участки траектории, снижение и посадка. Каждый этап полета выполняется в заданном режиме, характеризуемом программой изменения высоты, скорости, угла наклона траектории, крена и т. д.

Режимы полета, в которых основные параметры движения и прежде всего скорость постоянны или изменяются достаточно медленно, называются *установившимися*. В установившемся полете углы отклонения органов управления, углы атаки, крена, скольжения, перегрузка, режим работы двигателей считаются неизменными. На установившихся режимах (практически близких к установившимся) выполняются многие этапы полета. Для них рассчитывают большинство характеристик полета.

Сравнительно короткий этап полета, цель которого — изменение параметров движения самолета (высоты, скорости, курса, наклона траектории), называется *маневром*. При выполнении маневров движение, как правило, неустойчивое.

Совершенство самолета определяется его *летно-техническими характеристиками* (ЛТХ), к которым относят:

скорость и высоту полета, скороподъемность и их зависимость от условий эксплуатации;

дальность, продолжительность полета, коммерческую нагрузку и расход топлива;

взлетно-посадочные характеристики (длина разбега, скорость отрыва, посадочная скорость, длина пробега и др.);

маневренные характеристики самолета, определяющие способность самолета изменять скорость и направление полета и др.

При расчете ЛТХ и траекторий рассматривается *опорное движение* самолета, так как влияние возмущений на движение центра масс самолета обычно невелико. В опорном движении исследуются балансирующие и статические характеристики самолета. Такой подход позволяет наиболее просто учесть влияние условий эксплуатации на летно-технические балансирующие и статические характеристики само-

лета. Возмущенное движение самолета изучается при оценке характеристик устойчивости и управляемости самолета.

Условия эксплуатации характеризуются параметрами состояния воздушной среды (температура, давление, плотность), наличием возмущающих факторов (порывы ветра, осадки, изменение направления и скорости ветра), условиями загрузки самолета (значения полетной массы, центровки), состоянием ВПП, параметрами, определяющими режим полета (высота, горизонтальные и вертикальные скорости полета, числа M полета, углы атаки, крена, скольжения и т.д.), режимом работы двигателей, конфигурацией самолета и др.

Спроектированный с учетом требований безопасности транспортный самолет проходит цикл летных испытаний, в процессе которых осуществляется доводка его характеристик в соответствии с техническими требованиями и нормами, уточняются допустимые при эксплуатации режимы и условия полета.

На основе расчетов и испытаний конкретного типа самолета составляется Руководство по летной эксплуатации (РЛЭ), регламентирующее способы и условия его эксплуатации.

Явления и процессы, протекающие на всех этапах полета, а также особенности движения конкретного типа самолета рассматриваются в практической аэродинамике самолета (точнее аэродинамике и динамике полета конкретного типа самолета).

Глубокие знания аэродинамики и динамики полета, особенностей поведения самолета позволяют пилоту:

- правильно проводить подготовку к полету;
 - грамотно выбирать режим полета, анализировать поведение самолета, принимать и реализовывать решение, обеспечивая безопасность и экономичность полета;
 - анализировать авиационные происшествия и предпосылки к ним, вырабатывать и реализовать рекомендации по их предотвращению
 - самостоятельно изучать новые типы самолетов, анализировать их характеристики;
 - участвовать в совершенствовании летной эксплуатации самолетов.
- Обобщая высказывания пилотов о значении глубоких знаний аэродинамики и динамики полета для летного состава, можно сказать, что аэродинамика и динамика полета как никакая другая дисциплина формирует профессиональную культуру пилота.

РАЗДЕЛ I

АЭРОДИНАМИКА

Глава 1

ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ АЭРОДИНАМИКИ

1.1. Физико-механические характеристики воздуха

Физическая структура жидкости и газа. Жидкость представляет собой совокупность хаотически движущихся молекул, расстояние между которыми значительно превышает их линейные размеры. Этому определению во многих случаях соответствуют и газы, что привело к объединению их общим термином «жидкости».

В аэрогидромеханике жидкость рассматривается как сплошная среда, в которой не учитывается ее молекулярная структура. Согласно гипотезе сплошности среды, считается, что даже в объемах, малых по сравнению с обтекаемым телом, находится достаточно большое количество молекул, размеры и длина свободного пробега которых малы по сравнению с размерами тела. Гипотеза непрерывности среды позволяет рассматривать кинематические и динамические характеристики движущейся жидкости (скорость, давление и др.) как непрерывные функции координат и времени, поэтому можно применить аппарат математического анализа, разработанный для непрерывных функций. Гипотеза сплошности не применима для сильно разреженных газов.

Основными общими свойствами жидкостей и газов являются легкая подвижность, вязкость и сжимаемость, хотя степень выраженности этих свойств различна. Поскольку предметом изучения является движение самолета, будем пользоваться термином «газ», «воздух», подразумевая, что они являются сплошными средами, обладающими или не обладающими сжимаемостью и вязкостью в зависимости от решаемой задачи.

Воздух представляет собою смесь газов, из которых состоит атмосфера Земли (азот, кислород, инертные газы, углекислый газ и др.), водяного пара, взвешенных частиц различных веществ и т. п. К воздуху применимы гипотезы сплошности и непрерывности среды. На очень больших высотах (более 100 км) гипотеза сплошности среды не

применима. Здесь необходимо учитывать молекулярное строение атмосферы.

Основные физико-механические характеристики воздуха. Физико-механическое состояние воздуха характеризуется температурой, давлением, массовой плотностью, относительной плотностью, сжимаемостью, вязкостью.

Температура атмосферного воздуха T определяет его термодинамическое состояние равновесия. Она пропорциональна средней скорости движения молекул, т. е. является характеристикой интенсивности молекулярного движения. Если температура различных объемов воздуха не одинакова, то происходит теплообмен. Температура может быть выражена в кельвинах (К). Значения температуры по шкале Цельсия связаны с абсолютной температурой соотношением $t = T - 273$ К.

Давление — физическая величина, характеризующая интенсивность нормальных (перпендикулярных к поверхности) сил F , с которыми одно тело действует на поверхность S другого. Если силы распределены вдоль поверхности равномерно, то давление

$$p = F/S. \quad (1.1)$$

Массовая плотность — величина, определяемая отношением массы воздуха, заключенного в единице объема,

$$\rho = m/V. \quad (1.2)$$

Относительная плотность воздуха Δ — отношение плотности воздуха ρ на некоторой высоте H к плотности воздуха ρ_0 на высоте $H = 0$:

$$\Delta = \rho/\rho_0. \quad (1.3)$$

Вязкость (внутреннее трение) — свойство газов и жидкостей, характеризующее сопротивление действию внешних сил, вызывающих их течение. Вязкость воздуха определяется межмолекулярным взаимодействием, обусловленным взаимным притяжением и отталкиванием электрически нейтральных молекул, хаотичным движением молекул, обуславливающим перенос энергии из одного слоя в другой и перемешивание в движущемся потоке. Поэтому с увеличением температуры вязкость воздуха повышается за счет скорости движения молекул. Вязкость воздуха характеризуется динамической вязкостью μ и кинематической вязкостью ν .

Динамическая вязкость характеризует молекулярный перенос импульса в потоке газа, приводящий при наличии градиента скорости к появлению касательных напряжений. Динамическая вязкость при различных температурах

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{0.76}. \quad (1.4)$$

Кинематическая вязкость — отношение динамической вязкости к плотности:

$$\nu = \mu/\rho. \quad (1.5)$$

Для воздуха при $T = 288$ К $\mu = 1,8 \cdot 10^{-5}$ Н · с/м² и $\nu = 1,45 \cdot 10^{-6}$ м²/с.

Сжимаемость — способность воздуха изменять свой объем, а следовательно, и плотность при изменении давления и температуры. Сжимаемость характеризуется коэффициентом объемного сжатия β , который при изотермическом процессе ($T = \text{const}$) обратно пропорционален давлению,

$$\beta = 1/p. \quad (1.6)$$

Сжимаемость воздуха тесно связана со скоростью распространения звука. Изменения местных давлений в воздушной среде называются возмущениями давления. Они распространяются в виде упругих волн, одной из разновидностей которых

является звуковая волна. Если источник возмущений неподвижен относительно воздушной среды, то возмущение (звуковая волна) распространяется равномерно во все стороны с постоянной скоростью (скорость звука) в виде сферических звуковых колебаний (рис. 1.1). При этом переноса массы воздуха не происходит, так как частицы воздуха колеблются по замкнутым траекториям, но осуществляется перенос энергии волной. В момент времени $t_1 = 1$ с радиус сферы с повышенным давлением (волны) $r_1 = a$. Через 2 с радиус сферы $r = 2a$, через n секунд $r_n = na$. Таким образом, границей возмущенной зоны является расширяющаяся сферическая поверхность с центром в источнике возмущений. Производная $dp/d\rho$ характеризует способность воздуха сопротивляться изменению плотности и определяет его упругие свойства. Эта производная равна квадрату скорости звука

$$a^2 = dp/d\rho. \quad (1.7)$$

Если считать, что процесс распространения звуковых волн является адиабатическим (происходящим без отдачи и притока тепла извне), то скорость звука

$$a = \sqrt{dp/d\rho} = \sqrt{k(p/\rho)}, \quad (1.8)$$

где k — показатель адиабаты. Для воздуха $k = 1,4$.

На основании известного из физики уравнения состояния идеального газа

$$p = \rho RT \quad (1.9)$$

формулу (1.8) можно привести к виду

$$a = \sqrt{kRT}, \quad (1.10)$$

где R — газовая постоянная. Для сухого воздуха при $T = 288$ К и $p = 1,013 \cdot 10^5$ Па $R = 287,14$ м²/с² · К.

Подставляя в (1.10) вместо k и R их значения, получим формулу для расчета скорости звука (м/с) в воздухе:

$$a = 20,1 \sqrt{T}. \quad (1.11)$$

Таким образом, характеристикой сжимаемости воздушной среды является скорость звука. Из формулы (1.7) следует, что чем большей сжимаемостью обладает воздушная среда, тем она менее упруга, тем меньше скорость распространения звука в ней. Чем меньше сжимаемость воздушной среды, тем больше скорость распространения звука в ней. Для несжимаемой среды скорость распространения звука стремится к бесконечности.

С увеличением высоты полета температура воздуха уменьшается, следовательно, уменьшается и скорость звука:

$$a = a_{H=0} \sqrt{T/T_{H=0}}, \quad (1.12)$$

где H — высота полета, м.

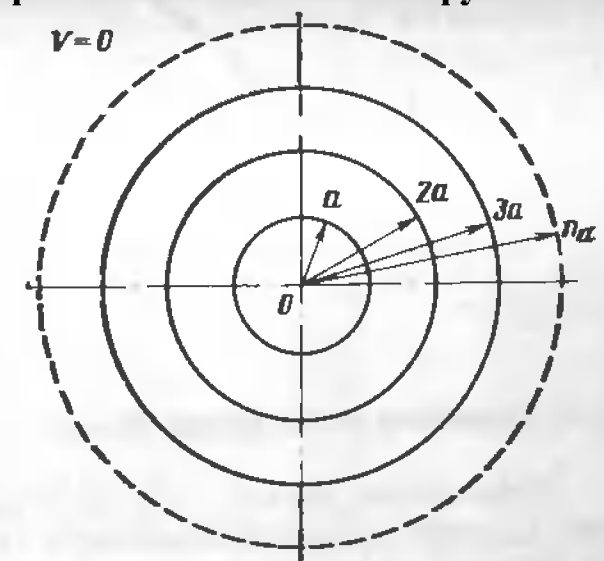


Рис. 1.1. Распространение малых возмущений от точечного источника, неподвижного относительно воздушной среды

Одним из практически важных параметров, характеризующих сжимаемость движущегося газа (сжимаемость воздушного потока), является число Маха M — безразмерная величина, равная отношению скорости течения газа V к местной скорости звука a :

$$M = V/a. \quad (1.13)$$

При числах $M < 0,4$ влияние сжимаемости на характеристики течения воздуха не сказывается, но по мере увеличения числа M влияние сжимаемости возрастает.

1.2. Строение атмосферы Земли

Атмосфера Земли — это воздушная оболочка, окружающая Землю. Нижней границей атмосферы является поверхность Земли. Высота верхней границы атмосферы условно принята равной 2—3 тыс. км. До высоты 100 км состав атмосферы не изменяется, так как тепловое движение частиц приводит к непрерывному их перемешиванию. Поскольку высота полета современных транспортных самолетов не превосходит 20 км, то целесообразно рассмотреть строение атмосферы в пределах этой высоты.

Слой атмосферы, непосредственно прилегающий к поверхности Земли, называется тропосферой. Высота тропосферы различна в средних широтах она равна примерно 11 км, над экватором — 16—18 км и над полюсами 7—8 км. В тропосфере сосредоточено 79 % массы атмосферы Земли. Для солнечной радиации тропосфера прозрачна, поэтому прогревание воздушных масс тропосферы происходит от поверхности Земли, поглощающей тепловую энергию Солнца. По мере увеличения высоты температура воздуха понижается примерно на $6,5^\circ\text{C}$ на каждый километр (до $H = 11$ км), а скорость звука уменьшается на 1 м/с через каждые 250 м. В тропосфере образуется основная часть облаков.

Выше тропосферы расположен слой воздуха, называемый тропопаузой, который является как бы переходным между тропосферой и стратосферой. Толщина тропопаузы примерно 1—2 км. Стратосфера расположена выше тропопаузы и распространяется до высоты 50—55 км. Температура воздуха в стратосфере сохраняется практически постоянной до высоты 25—30 км и равна $-56,5^\circ\text{C}$, затем начинает повышаться. В верхней части тропосферы, в тропопаузе и в стратосфере происходит интенсивное движение воздушных масс с резкими перепадами температур и скоростей течения. Скорость струйных течений достигает значений 150—500 км/ч, ширина течений — сотен километров. Состояние атмосферы меняется в зависимости от времени года, суток, координат местности. Например, температура воздуха в средних широтах нашей страны колеблется в течение года в пределах 70° , а в Сибири — в пределах 90° . В пределах 10 % изменяется плотность воздуха, в пределах 8 % — атмосферное давление у поверхности Земли.

Характеристики стандартной атмосферы (значения параметров округлены)

| Высота H , м | Температура T , К | Давление p , Па | Плотность ρ , кг/м ³ | Относительная плотность $\Delta = \rho/\rho_0$ | Скорость звука a , м/с |
|----------------|---------------------|-------------------|--------------------------------------|--|--------------------------|
| 0 | 288,2 | 101 330 | 1,23 | 1,000 | 340,4 |
| 1 000 | 281,7 | 89 880 | 1,11 | 0,903 | 336,6 |
| 2 000 | 275,1 | 79 490 | 1,01 | 0,821 | 332,7 |
| 3 000 | 268,6 | 70 130 | $9,09 \cdot 10^{-1}$ | 0,739 | 328,7 |
| 4 000 | 262,1 | 61 660 | $8,19 \cdot 10^{-1}$ | 0,666 | 324,7 |
| 5 000 | 255,6 | 54 050 | $7,37 \cdot 10^{-1}$ | 0,599 | 320,7 |
| 6 000 | 249,1 | 47 210 | $6,60 \cdot 10^{-1}$ | 0,537 | 316,6 |
| 7 000 | 242,6 | 41 090 | $5,90 \cdot 10^{-1}$ | 0,480 | 312,4 |
| 8 000 | 236,1 | 35 650 | $5,26 \cdot 10^{-1}$ | 0,428 | 308,2 |
| 9 000 | 229,6 | 30 790 | $4,67 \cdot 10^{-1}$ | 0,380 | 303,9 |
| 10 000 | 223,2 | 26 290 | $4,14 \cdot 10^{-1}$ | 0,337 | 299,6 |
| 11 000 | 216,7 | 22 690 | $3,65 \cdot 10^{-1}$ | 0,297 | 295,2 |
| 12 000 | 216,7 | 19 390 | $3,12 \cdot 10^{-1}$ | 0,254 | 295,2 |
| 13 000 | 216,7 | 16 570 | $2,67 \cdot 10^{-1}$ | 0,217 | 295,2 |
| 14 000 | 216,7 | 14 160 | $2,28 \cdot 10^{-1}$ | 0,185 | 295,2 |
| 15 000 | 216,7 | 12 110 | $1,95 \cdot 10^{-1}$ | 0,159 | 295,2 |

Летные характеристики самолета в значительной мере зависят от температуры и плотности воздуха, атмосферного давления, наличия ветра, осадков. Они определяются состоянием атмосферы и высотой полета. Для проведения аэродинамических расчетов, расчетов характеристик движения самолетов, сравнения характеристик различных самолетов, расчета поправок на влияние внешних условий принята стандартная атмосфера (табл. 1).

Стандартная атмосфера (СА) — условная атмосфера, в которой распределение давления рассчитывается при определенных предположениях о распределении температуры по вертикали. Она является единым условным законом изменения давления, температуры и плотности воздуха по высоте, отсчитываемой от среднего уровня моря ($H = 0$). При расчете стандартной атмосферы принимается условие статического равновесия воздуха, которое описывается уравнением статики атмосферы, связывающим давление воздуха p , плотность ρ , ускорение свободного падения g и геометрическую высоту над уровнем моря H :

$$-dp = \rho g dH. \quad (1.14)$$

Связь давления воздуха с температурой и плотностью устанавливается уравнением состояния идеального газа (1.9).

Для приближенных расчетов может быть использована формула

$$\rho = 0,463 p/T. \quad (1.15)$$

где p — атмосферное давление, мм рт. ст.; T — температура, К.

Высота полета, соответствующая плотности воздуха, определенной по СА, называется *приведенной высотой*, которая может быть больше, меньше или равна фактической.

Любое тело, находящееся в атмосфере, испытывает статическое давление (1.15). При этом на каждый элемент поверхности тела действует сила, направленная по нормали к элементу поверхности. Чем на большей высоте над уровнем моря находится тело, тем меньший «столб» воздуха находится над ним, тем меньше атмосферное давление оно испытывает. Современный самолет имеет значительные размеры. Поэтому атмосферное давление в точках на нижней поверхности фюзеляжа, расположенной на меньшей высоте относительно земной поверхности будет больше, чем в точках на верхней поверхности кнля, расположенного на большой высоте. Этой разницей давлений из-за малой массовой плотности воздуха пренебрегают (так как высота самолета не превышает 30 м), а атмосферное давление изменяется на 1% при изменении высоты в пределах 64—85 м.

1.3. Основные сведения о воздушном потоке

Кинематические характеристики. *Воздушный поток* — масса воздуха, движущегося относительно рассматриваемого тела. Такое определение воздушного потока предполагает, что относительное движение воздуха и тела рассматривается независимо от того, движется ли поток относительно неподвижного тела или тело движется относительно подвижного воздуха. Летящий с некоторой скоростью самолет испытывает со стороны воздуха силовое воздействие. Если бы самолет остановил и заставил воздушный поток двигаться относительно него с той же скоростью, то картина обтекания воздушным потоком и силовое взаимодействие воздуха с самолетом остались бы практически неизменными. Это следует из общего принципа относительности механики и в аэродинамике называется принципом обратности.

В аэродинамике для экспериментального изучения силового взаимодействия между воздухом и телом (модели крыла, фюзеляжа, самолета) применяются два способа: телу сообщается скорость относительно неподвижного воздуха или неподвижное тело обдувается потоком. Первый способ лежит в основе летных экспериментов летательных аппаратов, является дорогостоящим и имеет ограниченное применение (в основном на завершающих этапах создания летательных аппаратов). Второй способ реализуется в аэродинамических трубах и получил широкое применение в аэродинамических исследованиях.

Пусть поток воздуха обтекает твердое тело (рис. 1.2, а). Если в точке 1 потока все проходящие через эту точку частицы будут иметь неизменную скорость \vec{V}_1 , то течение воздуха будет установившимся (или стационарным). Возьмем точку 2, бесконечно близкую к точке 1 и находящуюся на векторе \vec{V}_1 . В этот же момент времени t в точке 2 вектор

скорости будет \vec{V}_2 . В точке 3, находящейся бесконечно близко к точке 2 на векторе \vec{V}_2 , в момент времени t скорость будет \vec{V}_3 . Таким образом, момент времени t получим ломаную линию 1, 2, 3... Если число точек неограниченно увеличивать, а расстояние между ними уменьшать, то в пределе получим кривую, которая называется *линией тока*. Если внутри потока провести линию тока, то вектор скорости в каждой точке в данный момент времени t будет совпадать по направлению с касательной к линии тока. При установившемся течении через каждую точку потока в каждый момент времени можно провести только одну линию тока. При этом линии тока совпадают с траекториями частиц. Все частицы, проходящие через точку 1, будут далее двигаться по одной и той же линии 1, 2, 3... Если частицы воздуха сделать видимыми и фотографировать течение, то полученная картина позволила бы судить о движении каждой частицы и показала бы линии тока.

В *неустановившемся течении*, где значение и направление скорости частиц в каждый момент времени изменяются, линии тока изменяют форму и не совпадают с траекториями частиц. Отсюда следует, что линиями тока целесообразно изображать только установившиеся течения. Опыт показывает, что большинство аэродинамических задач может быть решено в предположении, что течение установившееся.

Если в потоке выделить произвольный замкнутый контур C , то через точки, находящиеся на нем, можно провести бесчисленное множество линий тока (рис. 1.2, б). При бесконечном увеличении числа линий тока они образуют замкнутую поверхность тока, называемую *трубкой тока*. Воздух, протекающий внутри трубки тока, называется элементарной струйкой. Элементарная струйка обладает следующими свойствами: она сохраняет свою форму и размеры во времени; через боковые поверхности струйки воздух не протекает, так как векторы скорости касательны к поверхности струйки; скорости потока в любой точке сечения струйки, нормального направлению течения, равны.

Траектории движения частиц, линии тока, трубки тока, элементарные струйки служат не только для наглядного представления воздушных потоков, но и для аналитического исследования законов движения. Весь поток можно разделить на отдельные несмешиваемые струйки. Это приводит к упрощению решения ряда задач аэродинамики.

Наряду с поступательным движением частицы воздуха могут совершать и вращательное движение

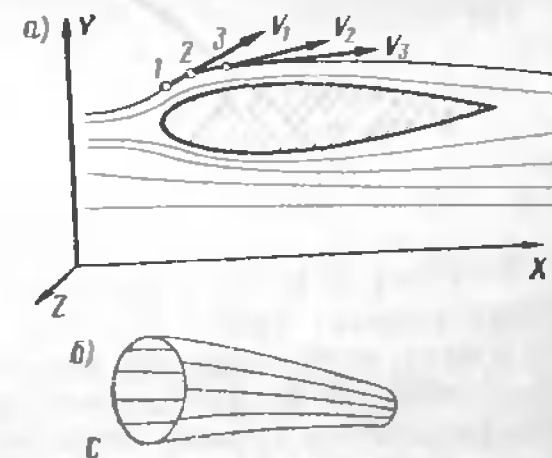


Рис. 1.2. Линия тока (а) и трубка тока (б)

По аналогии с линией тока и трубкой тока в аэродинамике вводятся понятия вихревой линии и вихревой трубки. *Вихревая линия* — линия, в каждой точке которой касательные к ней совпадают с направлением вектора угловой скорости. *Вихревая трубка* — поверхность, состоящая из вихревых линий, проведенных через все точки замкнутого контура. Если размеры контура малы, то такую вихревую трубку называют вихревым шнуром или вихрем.

Рассмотрим бесконечный вихрь, поперечное сечение которого мало и имеет радиус r_0 (рис. 1.3). Вихрь вращается со скоростью ω . Заметим, что воздух, расположенный вокруг вихря, не находится в покое, частицы движутся по круговым окружностям. Это движение называется циркулярным вихревым движением. Только ядро вихря радиусом r_0 (центральная часть вихря) вращается со скоростью ω как твердое тело. Окружная скорость частиц внутри ядра вихря

$$u = \omega r,$$

где r — полярная координата рассматриваемой частицы.

Интенсивность вихря характеризуется удвоенным произведением угловой скорости ω на площадь сечения вихря F , называемым циркуляцией скорости

$$\Gamma = 2\omega F = 2\pi\omega r_0^2. \quad (1.16)$$

Если вращательное движение частиц воздуха в потоке отсутствует, то он называется *безвихревым*, или потенциальным. В потенциальных потоках могут существовать одиночные вихри, ядра которых вращаются как твердое тело. Вихри увлекают в *циркулярное движение* частицы воздуха, прилегающие к ним.

В общем случае скорость движения частицы жидкости (газа) можно рассматривать как результат сложения скорости поступательного

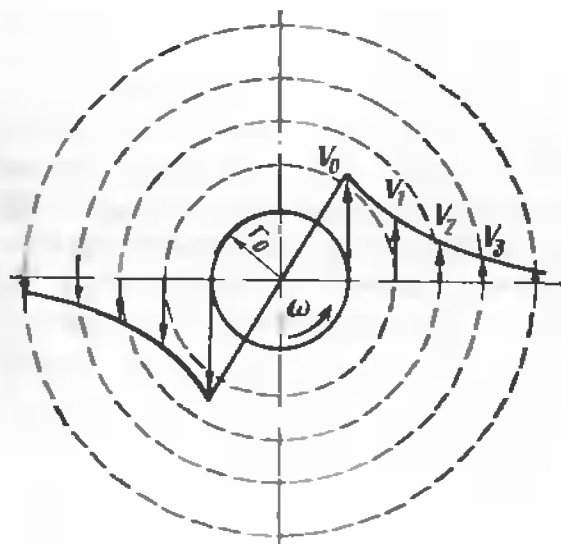


Рис. 1.3. Ядро вихря и скорости движения частиц воздуха вокруг него

движения по траектории $\vec{V}_{\text{пост}}$ вместе с некоторой точкой и скорость вращательного движения $\vec{V}_{\text{вр}}$ вокруг мгновенной осн, проходящей через эту точку, и скорость деформационного движения $\vec{V}_{\text{деф}}$, изменяющего форму частицы. В векторной форме движение жидкого элемента выражается так:

$$\vec{V} = \vec{V}_{\text{пост}} + \vec{V}_{\text{вр}} + \vec{V}_{\text{деф}}.$$

Эта формула справедлива для бесконечно малых частиц.

Модели обтекания. Реальные течения воздуха сложны и недоступны для строгого теоретического анализа, по-

этому для построения теории обтекания твердого тела воздушным потоком изучают не реальное обтекание, а его упрощенную физическую модель. В теоретической аэродинамике приняты следующие модели обтекания.

Воздух — среда, состоящая из отдельных, не связанных между собою частиц (корпускул). Согласно этой модели, предложенной Ньютоном, корпускулы при столкновении с телом полностью передают ему кинетическую энергию и прилипают к нему (рис. 1.4). Частицы воздуха, не столкнувшись с телом, проходят мимо, не изменяя направления движения. За телом образуется застойная область, в которой скорость частиц равна нулю. Эта модель используется при изучении обтекания тел сильно разреженным воздухом, например, при полете космических объектов на высоте более 100 км. Так, например, на высоте 160 км в 1 мм³ содержится в среднем одна молекула воздуха, поэтому воздух можно считать состоящим из отдельных молекул (корпускул).

Воздух — идеальная жидкость, представляющая собою сплошную среду, лишенную вязкости и сжимаемости. Эта модель исследовалась Л. Эйлером, который вывел уравнения, позволяющие в любой точке воздушного потока, обтекающего тела, определить скорость V и давление p . Модель дает достоверные результаты, если размеры тела не менее чем в 10^5 раз больше длины свободного пробега молекул. Исследования этой модели Н. Е. Жуковским позволили разработать теорию подъемной силы крыла.

Воздух — сжимаемая жидкость, представляющая собой сплошную среду, лишенную вязкости. На основании этой модели создана наука — газовая динамика, изучающая законы движения тел в газах со скоростями, при которых сжимаемость оказывает существенное влияние на движение. Эта модель исследовалась С. А. Чаплыгиным, заложившим фундамент газовой динамики.

Воздух — вязкая жидкость, представляющая собою сплошную среду, обладающую вязкостью. На основе исследований этой модели Л. Прандтлем создана теория пограничного слоя.

Полученные на основании рассмотренных моделей законы обтекания твердых тел воздушным потоком позволили выявить закономерности обтекания твердых тел реальным воздушным потоком, обладающим вязкостью и сжимаемостью.

1.4. Понятие о подобии явлений при обтекании воздушным потоком твердых тел

Аэродинамический эксперимент. Аэродинамический расчет самолета связан с определенным действующим на него аэродинамическими сил и моментов. Теоретические расчеты отличаются значительной сложностью и не всегда позволяют учитывать все особенности обтекания из-за неизбежного упрощения задачи, что приводит к недостаточным точным для технических целей результатам. Аэродинамические эксперименты позволяют рассматривать реальное обтекание, а не его упрощенную схему. Опираясь на выводы теоретических исследований, аэродинамический эксперимент позволяет выявить физическую картину явлений, выяснить влияние различных конструктивных и эксплуатационных факторов на характеристики обтекания, силы и моменты, действующие на исследуемый объект, обобщить результаты исследований.



Рис. 1.4 Корпускулярная модель обтекания

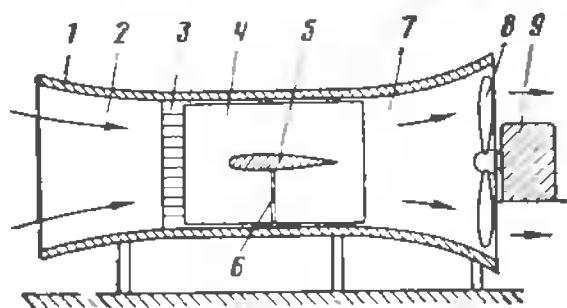


Рис. 1.5. Схема простейшей аэродинамической трубы

сительно воздуха определялась как произведение угловой скорости вращения ω на расстояние r от оси вращения: $V = \omega r$.

В практике аэродинамического эксперимента наиболее широкое распространение получили аэродинамические трубы. Аэродинамическая труба — лабораторная установка, позволяющая создавать воздушный поток для экспериментального изучения явлений при обтекании твердых тел. Рассмотрим принцип работы простейшей аэродинамической трубы (рис. 1.5). Вентилятор 8, приводимый во вращение электроприводом 9, втягивает воздушный поток через коллектор 2 и спрямляющую решетку 3, установленную в корпусе 1, в рабочую часть трубы 4, в которой на аэродинамических весах 6 закреплена испытуемая модель 5. Воздушный поток обтекает модель 5 и выходит через диффузор 7 наружу.

Аэродинамические силы, действующие на модель 5, измеряются при помощи аэродинамических весов 6. Спрямляющая решетка предназначена для формирования воздушного потока так, чтобы в рабочей части трубы он двигался параллельно стенкам трубы. Скорость вращения вентилятора может регулироваться. При неизменной скорости вращения в рабочей части создается движение воздуха с постоянной скоростью (установившееся течение). На рис. 1.6 приведен типовой контур аэродинамической трубы с открытой рабочей частью. Существующие аэродинамические трубы отличаются по форме, размерам, величине скорости воздушного потока, принципу действия, назначению и т.п.

Рис. 1.6. Типовой контур аэродинамической трубы с открытой рабочей частью:

1 — фотокамера; 2 — спрямляющая решетка; 3 — коллектор; 4 — рабочая часть трубы; 5 — диффузор; 6 — защитная сетка; 7 — вентилятор; 8 — направляющие лопатки; 9 — обратный канал

В свое время для получения картины взаимодействия частей самолета с воздухом применялся метод свободного падения с высоты и аэродинамические тележки, на которых исследуемый объект перемещался в неподвижном воздухе. Затем в методике аэродинамического эксперимента нашли применение машины, приводящие объект во вращательное движение. При этом линейная скорость объекта отно-

сительно воздуха определялась как произведение угловой скорости вращения ω на расстояние r от оси вращения: $V = \omega r$.

В практике аэродинамического эксперимента наиболее широкое распространение получили аэродинамические трубы. Аэродинамическая труба — лабораторная установка, позволяющая создавать воздушный поток для экспериментального изучения явлений при обтекании твердых тел. Рассмотрим принцип работы простейшей аэродинамической трубы (рис. 1.5). Вентилятор 8, приводимый во вращение электроприводом 9, втягивает воздушный поток через коллектор 2 и спрямляющую решетку 3, установленную в корпусе 1, в рабочую часть трубы 4, в которой на аэродинамических весах 6 закреплена испытуемая модель 5. Воздушный поток обтекает модель 5 и выходит через диффузор 7 наружу.

Аэродинамические силы, действующие на модель 5, измеряются при помощи аэродинамических весов 6. Спрямляющая решетка предназначена для формирования воздушного потока так, чтобы в рабочей части трубы он двигался параллельно стенкам трубы. Скорость вращения вентилятора может регулироваться. При неизменной скорости вращения в рабочей части создается движение воздуха с постоянной скоростью (установившееся течение). На рис. 1.6 приведен типовой контур аэродинамической трубы с открытой рабочей частью. Существующие аэродинамические трубы отличаются по форме, размерам, величине скорости воздушного потока, принципу действия, назначению и т.п.

Значение трубного эксперимента в самолетостроении все более возрастает. По данным мировой статистики при создании современного самолета на проведение непосредственно трубных эксперимен-

тов затрачивается 10—30 тыс. ч в зависимости от типа самолета. Для уточнения в необходимых случаях результатов трубных экспериментов проводят аэродинамические испытания реальных самолетов и их частей, а также моделей, закрепленных на летающих самолетах-лабораториях.

Для изучения качественной картины обтекания тел воздушным потоком возникает необходимость визуализации (достижения «видимости») воздушного потока. При исследовании обтекания с малыми скоростями применяется дымовой спектр. Визуализация картины обтекания достигается при помощи тонких дымовых струек, выпускаемых из специальных дымарей и движущихся в потоке воздуха, набегающего на модель. На дымовых спектрах хорошо видна картина обтекания (рис. 1.7).

Широкое распространение получил метод шелковинок. Смысл его заключается в том, что тонкие нити длиной 5—15 мм одним концом приклеивают к поверхности исследуемой модели или к проволоке на некотором расстоянии от поверхности, а другой конец свободно перемещается под действием потока. Фотографируя или зарисовывая помещенную в воздушный поток и покрытую шелковинками поверхность исследуемой модели, получают спектр ее обтекания (рис. 1.8). Направление свободного конца шелковинки указывает направление воздушного потока. Метод шелковинок может применяться при аэродинамических исследованиях самолетов. При этом длина нитей достигает 70—80 мм.

Для исследования обтекания тел в потоках, движущихся со скоростями, близкими к скорости распространения звука, используют оптические методы, основанные на изменении направления распространения световых лучей, что проявляется в изменении освещенности экрана. Фотографирование экрана позволяет получить картину изменения плотности воздуха вследствие сжимаемости.

Для «визуализации» воздушного потока на рисунках — констатации факта деформации струек и изменения вследствие этого скорости потока при обтекании твердого тела воздушный поток изображается системой линий подобно дымовому спектру. Чем больше густота линий, тем больше деформация струек и скорость течения.

Критерии подобия. Натурные аэродинамические эксперименты (с реальными самолетами или их

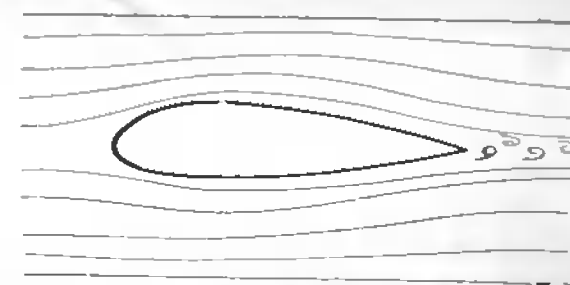


Рис. 1.7. Дымовой спектр обтекания твердого тела

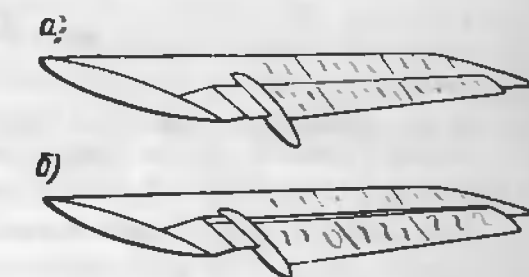


Рис. 1.8. Спектры обтекания, полученные методом шелковинок:

a — при безотрывном обтекании; б — при срыве воздушного потока

частями) требуют значительных затрат, а иногда бывают вообще невозможны по соображениям безопасности, сложности и т.п. В этих случаях незаменимыми становятся продувки моделей реальных объектов, имеющих, как правило, меньшие размеры, в аэродинамических трубах. При этом результаты испытаний моделей можно перенести на натуральный объект только тогда, когда будет обоснована аналогия модели и натуры. Вопросы установления аналогии модели и натуры изучает теория подобия. Теория подобия доказывает, что для обеспечения подобия аэродинамических явлений должно существовать геометрическое, кинематическое и динамическое подобие. Модель и натуральный объект считаются геометрически подобными, если отношения их сходственных линейных размеров одинаковы. В геометрически подобных телах соответствующие углы равны.

Аэродинамические явления считаются кинематически подобными, если при наличии геометрического подобия моделей их ориентировка относительно вектора скорости воздушного потока (или некоторого характерного направления) одинакова, а векторы скорости при обтекании потоком во всех характерных точках пропорциональны и одинаково направлены. Критериями кинематического подобия являются углы, определяющие положение модели относительно вектора скорости воздушного потока.

Аэродинамические явления считаются динамически подобными, если при наличии геометрического подобия все аэродинамические силы и моменты одинаково ориентированы относительно воздушного потока и пропорциональны. Полное динамическое подобие обеспечивается только тогда, когда физические величины (вязкость, плотность, давление, температура и т.д.) во всех соответствующих точках одинаковы. Такого подобия добиться крайне сложно, поэтому для практических целей добиваются пропорциональности сил трения и давления.

Течение газа и его взаимодействие с твердым телом сопровождается возникновением и изменением сил трения и давления. В механически подобных системах силы трения пропорциональны силам давления. При наличии геометрического и кинематического подобия критерием подобия по силам трения принято число Рейнольдса — безразмерная величина, представляющая собою отношение сил инерции к силам вязкости,

$$Re = \frac{\rho V l}{\mu} = \frac{V l}{\nu}, \quad (1.17)$$

где ρ — плотность газа; V — характерная скорость; l — характерный линейный размер (диаметр трубы, размах крыла и т.п.); μ и ν — соответственно динамическая и кинематическая вязкости газа.

В явлениях, подобных по силам трения, числа Re_1 и Re_2 одинаковы. Критерием подобия аэродинамических явлений по силам давления в потоке является число Маха M , представляющее собой отношение характерной скорости течения газа к характерной скорости звука. Например, число M полета, равное отношению скорости полета к скорости

звука в невозмущенной среде составляет:

$$M = V_{\infty} / a_{\infty}. \quad (1.18)$$

Число M характеризует влияние сжимаемости среды и режим обтекания (дозвуковой, трансзвуковой, сверхзвуковой, гиперзвуковой). Два явления считаются подобными по силам давления, если скорости течения потоков пропорциональны скоростям звука в среде, т.е. если выполняется условие $M_{\infty 1} = M_{\infty 2}$.

При моделировании неустановившегося движения вводится критерий подобия — число Струхала Sh — безразмерный параметр, равный отношению характерного пути Vt частицы газа в поле течения за интервал времени t к характерному линейному размеру l :

$$Sh = Vt/l.$$

Так, например, при исследовании воздушных винтов за характерную скорость V принимается скорость полета самолета, за характерный линейный размер l — диаметр винта, за t — время одного оборота воздушного винта. Кроме рассмотренных критериев подобия, имеется еще ряд критериев, определяющих подобие явлений по различным признакам. Например, число Фруда Fr устанавливает подобие явлений, в которых необходимо учитывать влияние сил тяжести газа (жидкости). В аэродинамике влиянием сил тяжести воздуха пренебрегают. Число Кнудсена Kn характеризует степень разреженности газа.

В задачах аэродинамики основными критериями подобия являются числа Re и M , а в случае неустановившегося движения и число Sh . Достижение подобия явлений при испытаниях модели самолета в аэродинамической трубе и в реальном полете весьма сложно. Для достижения этого соответствующим образом изменяют скорости потока в аэродинамической трубе, линейные размеры модели (при сохранении геометрического подобия), кинематическую вязкость воздушной среды (управляя давлением в контуре трубы или добавляя в воздушную среду газы с малой вязкостью, например, водород или гелий).

1.5. Основные уравнения движения воздуха

Уравнение неразрывности (постоянства расхода). Применяя всеобщий закон сохранения материи к струйке сжимаемой жидкости, Л. Эйлер доказал тот факт, что при установившемся движении в каждый промежуток времени массы воздуха, втекающего в некоторый объем струйки и вытекающего из него, равны. Причем весь объем остается сплошь без разрывов заполненным воздухом.

Рассмотрим картину обтекания твердого тела, имеющего поперечное сечение, подобное профилю крыла, потоком воздуха, набегающего на него со скоростью V_{∞} (рис. 1.9). Выделим в этом потоке струйку, а в ней два произвольных сечения площадью S_1 и S_2 . Скорости течения воздуха в сечениях струйки обозначим соответственно V_1 и V_2 , плотность воздуха ρ_1 и ρ_2 . Объемы воздуха, протекающего через сече-

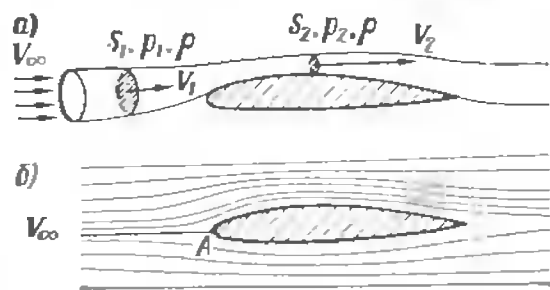


Рис. 1.9. Деформация струйки воздушного потока, обтекающего твердое тело (а) и спектр обтекания, отражающий качественную картину деформации воздушного потока и изменения скорости (б)

ния S_1 и S_2 в интервал времени $\Delta t = 1$ с. соответственно равны VS_1 и VS_2 . Этим объемам воздух соответствуют массы $m_1 = \rho_1 V_1 S_1$ и $m_2 = \rho_2 V_2 S_2$. По определению струйки расход воздуха через боковую поверхность отсутствует, и согласно закону сохранения массы, во всех поперечных сечениях струйки секундный массовый расход остается постоянным:

$$m = \rho_1 V_1 S_1 = \rho_2 V_2 S_2 = \rho VS = \text{const.} \quad (1.19)$$

Выражение (1.19) представляет собою *уравнение неразрывности для струйки*, или *уравнение постоянства расхода*. Оно справедливо для дозвуковой и сверхзвуковой скоростей течения воздуха.

При малых скоростях течения, когда сжимаемостью воздуха можно пренебречь, плотность воздуха во всех сечениях струйки остается постоянной, т. е. $\rho_1 = \rho_2 = \text{const.}$ поэтому уравнение (1.19) можно записать в виде:

$$V_1 S_1 = V_2 S_2, \text{ или } \frac{S_1}{S_2} = \frac{V_2}{V_1}, \text{ или } VS = \text{const} \quad (1.20)$$

Из уравнения (1.20) следует, что при малых скоростях течения скорость движения воздуха в струйке обратно пропорциональна площади ее поперечного сечения. Это означает, что через сечения S_1 и S_2 проходит один и тот же объем воздуха, но скорость течения различна. Чем меньше площадь сечения, тем больше скорость течения воздуха. Из уравнения (1.19) можно получить соотношение между параметрами, характеризующими течение в любых сечениях струйки:

$$V_2 = V_1 \frac{\rho_1 S_1}{\rho S_2} \quad (1.21)$$

Из уравнения (1.21) следует, что для увеличения скорости течения V_2 необходимо уменьшать площадь сечения S_2 струйки или плотность воздуха ρ_2 . Однако при уменьшении площади сечения S_2 плотность воздуха ρ_2 в нем повышается, причем в большей степени, чем уменьшается площадь. Теоретически и экспериментально установлено, что в сужающемся канале скорость V_2 можно увеличить только до некоторого значения, не превышающего скорости звука ($V_2 \leq a$). Для увеличения скорости течения до сверхзвуковой, как следует из формулы (1.18), необходимо обеспечить дальнейшее уменьшение произведения $\rho_2 S_2$. Это можно осуществить только в том случае, если после достижения скорости звука $V = a$ в сужающейся части канала постепенно расши-

рять его по определенному закону. В расширяющейся части канала плотность воздуха уменьшается быстрее, чем увеличивается площадь сечения, что приводит к дальнейшему увеличению скорости до сверхзвуковой. На этом принципе построено *сопло Лавала*, используемое для непрерывного разгона воздуха и получения сверхзвуковых скоростей течения (рис. 1.10).

Поскольку воздушный поток можно представить множеством струек, то закон постоянства расхода в полной мере распространяется на поток.

Уравнение Бернулли. В аэродинамике рассматриваются уравнения Бернулли для несжимаемой и сжимаемой жидкости (газа).

Уравнение для несжимаемой жидкости (газа) выведено применительно к струйке несжимаемой жидкости акад. Д. Бернулли и опубликовано в 1738 г. Уравнение имеет вид

$$p + \frac{\rho V^2}{2} = \text{const.} \quad (1.22)$$

Оно выражает закон сохранения энергии и утверждает тот факт, что при установившемся движении несжимаемого газа сумма потенциальной и кинетической энергий объема массой m есть величина постоянная в любом сечении одной и той же струйки. Или другими словами, при установившемся движении несжимаемого газа сумма статического давления p и скоростного напора (или динамического давления) $\frac{\rho V^2}{2}$ есть величина постоянная в любом сечении одной и той же струйки.

Если в аэродинамической трубе воздух неподвижен, то модель, установленная в ее рабочей части, и стенки испытывают статическое давление p , равное атмосферному. При включении трубы часть потенциальной энергии переходит в кинетическую, которая проявляется в скоростном напоре. Модель и стенки трубы испытывают статическое давление меньше атмосферного, а поверхности, перпендикулярные вектору скорости воздушного потока, испытывают динамическое давление $\rho V^2/2$. Согласно уравнению Бернулли, сумма этих давлений остается постоянной.

Поскольку кинетическая энергия E некоторой массы m движущегося воздуха определяется зависимостью

$$E = \frac{mV^2}{2}, \quad (1.23)$$

а масса 1 м^3 воздуха равна его плотности, то, заменив в выражении (1.23) массу воздуха m его плотностью ρ , получим формулу для оценки скоростного напора q :

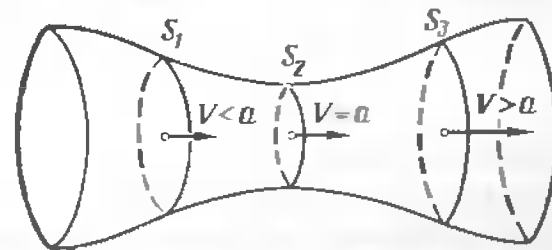


Рис. 1.10. Изменение скорости течения от дозвуковой до сверхзвуковой в сопле Лавала

$$q = \frac{\rho V^2}{2} \quad (1.24)$$

Таким образом, скоростной напор есть кинетическая энергия 1 м³ движущегося воздуха. Чем больше его плотность ρ и скорость V , тем больше скоростной напор.

Уравнение для сжимаемого газа. Воздух, обтекающий твердое тело с большими дозвуковыми или околозвуковыми скоростями, уже нельзя рассматривать как несжимаемую среду ($\rho = \text{const}$). Набегая на тело, воздух подвергается сжатию, которое можно считать адиабатическим (происходящим без отдачи и притока тепла извне). На основании этого получены уравнения:

$$\frac{V^2}{2} + \frac{k}{k-1} \frac{p}{\rho} = C; \quad \frac{V^2}{2} + \frac{kRT}{k-1} = C; \quad \frac{V^2}{2} + \frac{a^2}{k-1} = C. \quad (1.25)$$

Уравнения (1.25) являются различными формами уравнения Бернулли для сжимаемого газа, из которых следует, что при установившемся движении сжимаемого газа и отсутствии теплообмена с окружающей средой полная энергия единицы массы газа вдоль струйки постоянна. Применение той или иной формы уравнения определяется условиями задачи. Уравнения Бернулли используются для объяснения образования подъемной силы крыла, при расчетах измерителей скорости полета самолета и скорости течения газовых потоков, при расчете параметров торможения газового потока, т. е. во всех случаях, когда необходимо определить связь между давлением, плотностью и скоростью в различных сечениях струйки установившегося течения газа или жидкости.

1.6. Зависимость параметров воздуха от скорости течения

Измерение скорости воздушного потока. Скорость воздушного потока — скорость движения воздуха относительно твердого тела. Измерение скорости воздушного потока основано на применении уравнения Бернулли и выполняется при помощи приемника воздушного давления (ПВД).

Приемник воздушного давления устанавливается так, чтобы внутренняя трубка 1 была обращена к набегающему потоку воздуха (рис. 1.11). Она воспринимает статическое давление воздуха и скоростной напор, т. е. является приемником полного давления воздуха $p + \frac{\rho V^2}{2}$. Внешняя трубка 2, в которой имеются небольшие боковые отверстия, является приемником только статического давления. Разность полного и статического давлений, измеренная U-образным манометром (рис. 1.11, а), дает величину скоростного напора $q = \rho V^2/2 = p_0 - p$. Отсюда скорость воздушного потока без учета сжимаемости

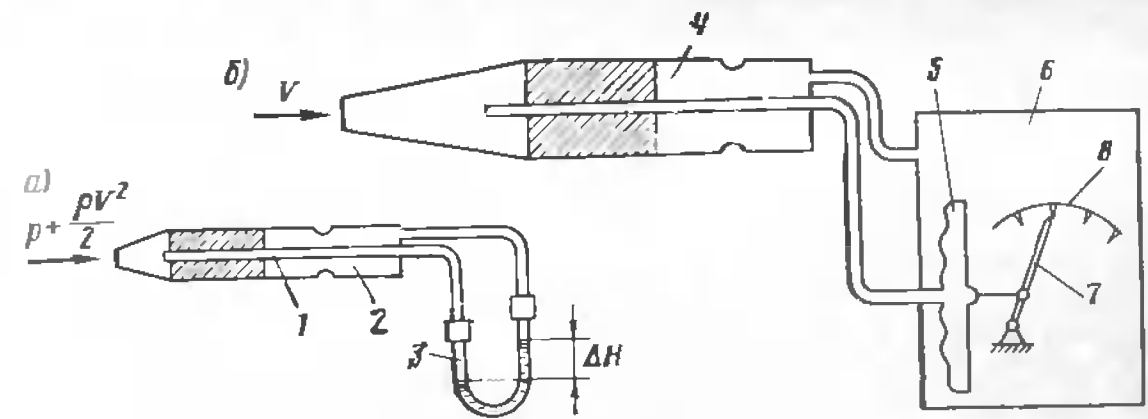


Рис. 1.11. Изменение скорости воздушного потока:

1 — внутренняя трубка; 2 — внешняя трубка; 3 — U-образный манометр; 4 — ПВД; 5 — мембранная коробка; 6 — манометрическая коробка; 7 — стрелка указателя скорости; 8 — шкала указателя скорости

$$V = \sqrt{\frac{2(p_0 - p)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2q}{\rho}} \quad (1.26)$$

В лабораторных условиях скорость потока вычисляют по формуле

$$V = \sqrt{\frac{2\Delta h \rho_{ж} g}{\rho}}$$

где Δh — разность высот уравнений жидкости, имеющей плотность $\rho_{ж}$ в U-образном манометре.

Для измерения скорости самолета применяется прибор, называемый *указателем скорости* (рис. 1.11, б). В отличие от лабораторного измерителя скорости воздушного потока полное давление от ПВД подается внутрь мембранной коробки 5, а статическое давление — в полость манометрической коробки 6 указателя скорости. Разность давлений, воспринимаемых мембранной коробкой, равна скоростному напору: $q = p + \frac{\rho V^2}{2} - p = \frac{\rho V^2}{2}$.

Под действием этой разности давлений мембранная коробка деформируется и при помощи механической передачи поворачивает стрелку и указателя скорости. Прибор фактически измеряет не скорость полета, а величину скоростного напора. Если скоростной напор q и плотность ρ известны (а шкала указателя скорости градуируется для плотности воздуха на носке ПВД), то из формулы (1.26) можно получить скорость, измеренную указателем скорости $V_{пр}$ называемую *приборной*,

$$V_{пр} = \sqrt{2q/\rho_0}. \quad (1.27)$$

Шкала указателя скорости в соответствии с этой формулой градуируется в км/ч в стандартных метеоусловиях ($\rho = \rho_0$). Скорость воздушного потока $V_{пр}$, указываемая реальным прибором, измеряется с погрешностями, которые учитываются соответствующими поправками к по-

казаниям прибора: на неточность измерителя скорости, на запаздывание показаний прибора вследствие его инерционности, на аэродинамическое влияние стенок аэродинамической трубы или частей самолета, на сжимаемость воздуха. Эти поправки рассчитываются по результатам лабораторных испытаний прибора. Так, например, при скорости потока, соответствующей числу $M \leq 0,4$, погрешность измерителя скорости на сжимаемость не превышает 4 %, а при $M = 0,8$ она составляет более 17 %. Неучет влияния сжимаемости может привести к искажению результатов измерения скорости.

Скорость, которую показал бы идеальный, не имеющий погрешностей указатель скорости, называется *индикаторной* V_i .

На использовании уравнения Бернулли основан прибор для измерения числа M полета. Число M полета определяется в соответствии с зависимостью, полученной из формулы (1.27):

$$M = \sqrt{\frac{2}{k-1}} \sqrt{\left(\frac{p_0}{p}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1} = 2,21 \sqrt{\left(1 + \frac{\Delta p}{p}\right)^{0,29} - 1},$$

где $\Delta p = p_0 - p$ — скоростной напор воздуха.

Параметры газа в точке полного торможения. При обтекании тела, например крыла, в точке A , находящейся на передней кромке, скорость набегающего воздушного потока V_∞ уменьшается до нуля (см. рис. 1.9, б). Точка A называется *точкой полного торможения*, а параметры воздуха в этой точке p_0, ρ_0, T_0, a_0 называются *параметрами заторможенного потока*. При условии, что в точке A скорость потока нулевая, на основании известных соотношений:

$$V/a = M; \quad a^2 = k\rho/p; \quad p = C\rho^k.$$

С учетом того, что для воздуха $k = 1,4$, получим соотношения:

$$p_0/p_\infty = (1 + 0,2M_\infty^2)^{3,5}; \quad \rho_0/\rho_\infty = (1 + 0,2M_\infty^2)^{3,5}; \quad T_0/T_\infty = 1 + 0,2M_\infty^2, \quad (1.28)$$

из которых следует, что параметры воздушного потока в точке полного торможения зависят от соответствующих параметров невозмущенного потока и числа M_∞ полета.

Критические параметры потока. Режим течения газа, при котором его местная скорость равна местной скорости звука ($M = 1$), называется *критическим*, а параметры, характеризующие течение (давление p_* , плотность ρ_* , температура T_*), — *критическими*. Критический режим течения газа достигается в сечении S_2 сопла Лавала (см. рис. 1.10), а также при обтекании самолета и его частей в местах, где площадь сечения струн достигает наименьшего значения, например в сечении Φ_2 струйки (см. рис. 1.9). Наименьшее число M невозмущенного потока, при котором местное число M на поверхности тела достигает единицы, называется критическим M_p . Полагая параметры заторможенного в точке A (см. рис. 1.9, б) потока известными и учитывая, что скорость

воздушного потока увеличивается от нуля до значения $V = a$, при котором $M = 1$, на основании уравнений Бернулли (1.25) получим формулы для определения критических параметров течения воздуха:

$$p_* = 0,568p_0; \quad \rho_* = 0,636\rho_0; \quad T_* = 0,831T_0. \quad (1.29)$$

Число M является параметром, по которому определяется характер течения (дозвуковое, сверхзвуковое), но при расчетах его не всегда удобно использовать, так как местная скорость звука не пропорциональна числу M . Поэтому для расчетов введен другой параметр, называемый *коэффициентом скорости* и равный отношению скорости течения к критической скорости,

$$\lambda = V/a_*. \quad (1.30)$$

При критической скорости течения ($V = a$) справедливо равенство $M = \lambda = 1$.

1.7. Особенности сверхзвуковых течений газа

Распространение малых возмущений в воздухе. В аэродинамике рассматривают два вида возмущений: малые (слабые) и конечные (сильные). Примером малых возмущений могут служить изменения давления в каждой точке поверхности твердого тела при дозвуковом обтекании воздушным потоком. При малых возмущениях все параметры течения являются непрерывными функциями времени. Скорость распространения малых возмущений равна местной скорости звука. К конечным (сильным) возмущениям относят так называемые скачки уплотнения, головную ударную волну, возникающие при сверхзвуковом обтекании самолета. Скорость движения ударных волн больше скорости звука в данной среде.

Если источник возмущений, например точка на передней кромке крыла, движется относительно воздушной среды со скоростью $V < a$, то возмущения, создаваемые этим источником, так же будут распространяться в воздухе в виде сферических звуковых колебаний, но центры этих сфер будут отставать от источника и находиться позади него (рис. 1.12, а). Так, через 1 с звуковая волна, созданная в точке O , удалится от нее на расстояние $r = a$, через 2 с — на расстояние $r_2 = 2a$ и т. д. Но за время 1 с точечный источник возмущений переместится в положение O_1 на расстояние от точки O , равное Vt . Созданное в точке O возмущение будет распространяться со скоростью звука. Через n секунд точечный источник сместится относительно положения O на расстояние, равное Vt_n , а радиус звуковой волны в точке O станет равным at_n , в точке O_1 — at_{n-1} , в точке O_2 — at_2 и т. д.

Таким образом, за каждую секунду радиус волны увеличивается на величину a . При этом центр волны смещается в направлении движения источника возмущений. Источник возмущений остается внутри всех возбужденных им волн. Иными словами, впереди перемещающегося точечного источника движутся волны возмущений, как бы предупреждая воздушную среду о приближении источника. Этим объясняется то, что деформация струек перед движущимся в воздушной среде твердым телом происходит заблаговременно. Струйки как бы расступаются перед приближающимся телом (см. рис. 1.9). Чем больше скорость движения тела, тем на меньшую величину опережают волны возмущений давления сам источник возмущений. При малых скоростях движения тела струйки начинают деформироваться раньше, чем при больших скоростях движения.

При достижении источником возмущений скорости звука скорость распространения возмущений будет равна скорости движения источника ($V = a$).

Звуковые волны, возбужденные точечным источником при различных его положениях, накладываются одна на другую, создавая перед телом волну возмущений. При этом точечный источник и волна возмущений имеют общую точку касания (см. рис. 1.12, б). Границей возмущений является плоскость, перпендикулярная к направлению скорости источника возмущений.

Если скорость движения точечного источника больше скорости звука ($V > a$), то источник возмущений будет опережать волны возмущений и постоянно находиться вне возбуждаемых им сферических волн. Волны возмущений будут накладываться, создавая *коническую волну возмущений* (рис. 1.12, в). Каждая точка конической огибающей лежит на сферической волне, созданной в некоторый момент времени и представляющей собою слабое возмущение. Коническую волну возмущений можно рассматривать как поверхность, разделяющую невозмущенную и возмущенную среду. Таким образом, малые возмущения в сверхзвуковом воздушном потоке распространяются только внутри *конуса возмущений*.

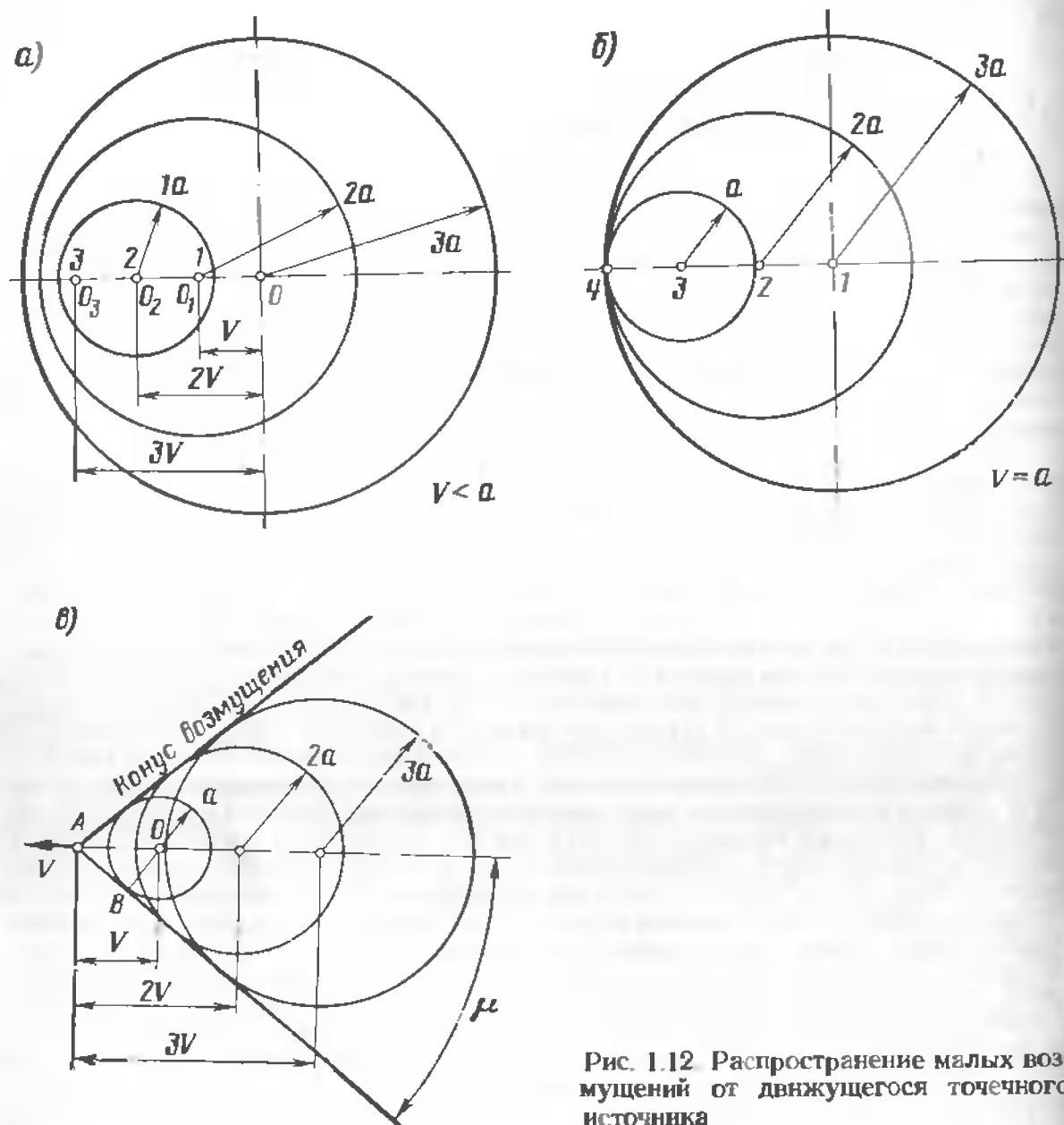


Рис. 1.12 Распространение малых возмущений от движущегося точечного источника

Угол между направлением вектора скорости в сверхзвуковом потоке (полете) и образующей конуса возмущений называется *углом Маха*, или углом возмущения μ . Как следует из треугольника АОВ,

$$\sin \mu = \frac{a}{V} = \frac{1}{M}. \quad (1.31)$$

Угол возмущения зависит от числа M полета. С увеличением скорости полета при условии, что $V > a$, угол μ уменьшается и, наоборот, с уменьшением скорости полета (при $V > a$) угол увеличивается. При $V = a$ угол $\mu = 90^\circ$.

Таким образом, при движении источника малых возмущений со звуковой и сверхзвуковой скоростями возбуждаемые им возмущения не могут опередить источник. В этом состоит главная особенность распространения малых возмущений при звуковых и сверхзвуковых скоростях полета.

Скачки уплотнения на околозвуковых скоростях. Наложение волн малых возмущений, образованных различными точками движущегося с околозвуковой скоростью тела — источниками возмущений, приводит к возникновению сильных возмущений среды неподвижных относительно тела и перемещающихся в воздухе вместе с ним *скачков уплотнения* или *ударных волн*. При движении тела со сверхзвуковой скоростью возмущения не могут распространяться впереди тела, не могут «предупредить» воздушные массы о приближении тела. Перед телом образуется *головная ударная волна* (рис. 1.13, а), на которой торможение, сжатие воздуха и искривление линий тока происходят скачком.

В зависимости от положения фронта скачка уплотнения относительно вектора скорости скачки уплотнения подразделяют на прямые и косые. Форма скачка зависит от формы тела и скорости его движения. *Прямым* называется скачок уплотнения, фронт которого составляет прямой угол с направлением полета. Примером прямого скачка уплотнения может служить центральная часть скачка при сверхзвуковом обтекании затупленного тела вращения (рис. 1.13, а) или крыла. *Косым* называется скачок уплотнения, фронт которого расположен наклонно к направлению ветра скорости (рис. 1.13, б). Косой скачок образуется, если поток, пересекающий фронт скачка, вынужден изменить свое направление, например при сверхзвуковом обтекании воздухом крыла с клиновидным профилем или заостренного конического обтекателя.

При определенных условиях полета перед затупленным телом на некотором расстоянии образуется скачок с криволинейным фронтом, который относится к прямым скачкам (см. рис. 1.13, а). По мере удаления скачка от оси симметрии тела наблюдается переход в косой скачок, вырождающийся на больших расстояниях в слабую волну возмущения. Такой скачок уплотнения называется *отсоединенным*, или *отсоединенной главной волной*.

У заостренного носка тела при сверхзвуковом обтекании образуется *присоединенный скачок* (присоединенная головная волна), расположенный вплотную к носу тела (рис. 1.13, б, в). Присоединенный скачок уплотнения, как показывают исследования, образуется только при сравнительно малых углах клиновидности θ . При увеличении угла клиновидности и достижении его значений больше некоторого крити-

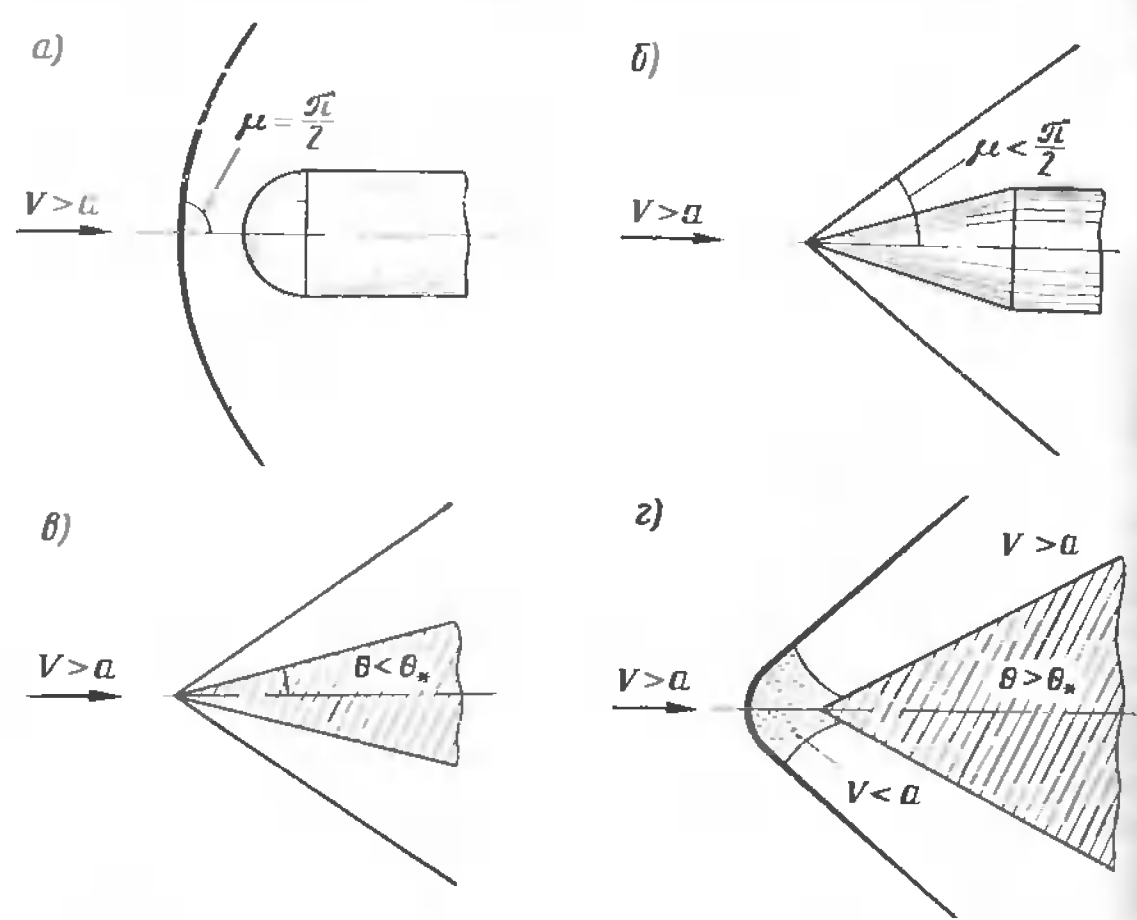


Рис. 1.13. Прямой и косой скачки уплотнения при сверхзвуковом обтекании затупленного тела вращения (а), заостренного конуса (б) и клина с малым (в) и большим (г) углом клиновидности θ

ческого θ_* наблюдается отсоединение скачка уплотнения от носка (рис. 1.13, г).

Рассмотрим образование скачков уплотнения при обтекании поверхности с внутренним тупым углом (рис. 1.14, а). В этом случае источники малых возмущений будут создавать линии возмущений, направленные под углом μ_1 к поверхности АВ. Источники возмущений, расположенные на участке поверхности ВС, будут создавать линии возмущений, направленные под углом μ_2 к поверхности ВС. Так как сечение струек, обтекающих поверхность по линии АВС, будет уменьшаться (рис. 1.14, б), то скорость потока также будет уменьшаться, значит $M_2 < M_1$ и

$$\frac{1}{M_2} > \frac{1}{M_1} \text{ или } \frac{1}{\sin \mu_2} > \frac{1}{\sin \mu_1}, \text{ или } \sin \mu_2 > \sin \mu_1,$$

т. е. $\mu_2 > \mu_1$. Следовательно, линии малых возмущений, образованных точками на поверхностях АВ и ВС, пересекутся между собой, произойдет наложение малых возмущений по линии ВD, находящейся в скачке уплотнения.

Параметры потока ρ, p, V, T для линий малых возмущений от поверхности АВ, расположенных под углом μ_1 , и от поверхности ВС, расположенных под углом μ_2 , не могут быть одинаковыми. Поверхность, представленная линией ВD, называется скачком уплотнения. Параметры потока резко изменяются на скачке

уплотнения и по обе стороны от него различны. Теоретически скачок уплотнения не имеет толщины. Практически толщина скачка уплотнения при полете в тропосфере составляет $10^{-7} \dots 10^{-6}$ м и равна средней длине свободного пробега молекул. Аналогичная по своей физической сути картина образования скачка уплотнения наблюдается при обтекании сверхзвуковым потоком вогнутой поверхности (рис. 3.3, в).

Угол наклона скачка уплотнения можно определить графически, если известны значение и направление скорости потока до и после косого скачка. Разложим векторы скорости потока до скачка V_1 и после него V_2 на составляющие: касательные к скачку $V_{1\tau}$ и $V_{2\tau}$ и нормальные к скачку V_{n1} и V_{n2} соответственно (рис. 1.15). Из треугольников скоростей можно найти

$$V_{n1} = V_1 \sin \mu \text{ и } V_{n2} = V_2 \sin (\mu - \delta), \quad (1.32)$$

где δ — угол поворота вектора скорости V_2 относительно V_1 .

Из соотношений (1.32) следует, что, нормальная составляющая вектора скорости за скачком меньше нормальной составляющей до скачка, т. е. $V_{n2} < V_{n1}$. Следовательно, с уменьшением скорости V_1 до значений $V_1 \geq a_1$ нормальная составляющая скорости V_{n2} за скачком уплотнения может стать дозвуковой. Значение V_{n2} и температура воздуха за скачком определяют так:

$$V_{n2} = \sqrt{V_2^2 + V_{\tau 2}^2} = \sqrt{V_2^2 - V_{\tau 1}^2}; \quad T_2 = T_1 \frac{\rho_2 \rho_1}{\rho_1 \rho_2} \quad (1.33)$$

Угол отклонения δ вектора скорости V_2 относительно вектора скорости V_1 можно определить из формулы (1.32). При движении затупленного тела со сверхзвуковой скоростью происходит торможение воздушного потока. Поэтому непосредственно перед затупленным телом скорость течения воздуха меньше, чем скорость звука (рис. 1.16). В этой зоне ($V_2 < a$) звуковые волны будут обгонять тело. Скачок уплотнения появляется в местах, где скорость распространения волн равна и противоположна скорости потока. Этим объясняется отсоединение скачка уплотнения при движении затупленного тела. На торможение потока от сверхзвуковой скорости до звуковой затрачивается значительная энергия. Поэтому при проектировании сверхзвуковых самолетов избегают затуплений и углов большой клиновидности.

Рассмотрим обтекание сверхзвуковым потоком поверхности, имеющей внешний тупой угол (рис. 1.17, а). При попадании сверхзвукового потока с поверхности АВ на поверхность ВС струйки расширяются и скорость течения увеличивается. Исследования показывают, что при обтекании тупого угла, начиная от линии возмущений ВD, направ-

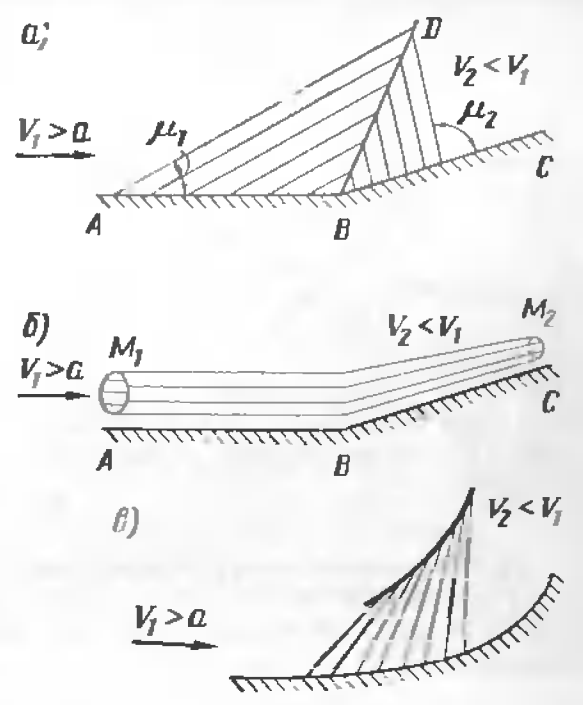


Рис. 1.14. Обтекание сверхзвуковым потоком поверхности, имеющей внутренний тупой угол

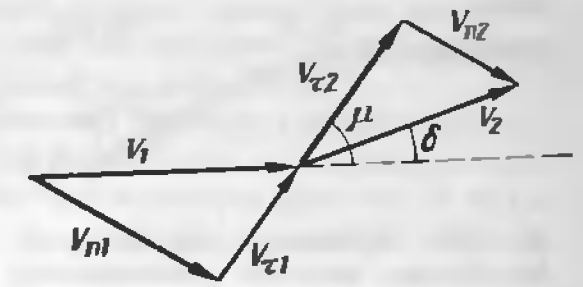


Рис. 1.15. Определение угла наклона скачка уплотнения

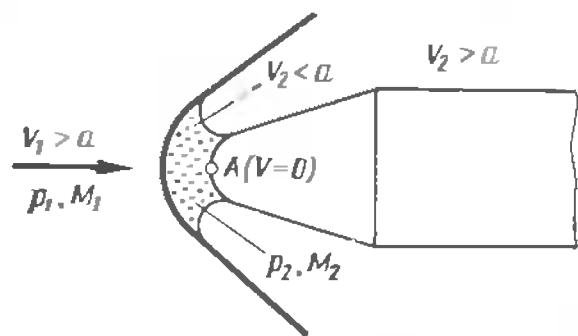


Рис. 1.16. Сверхзвуковые и дозвуковые зоны за прямым скачком уплотнения (A — точка полного торможения потока)

Соотношения между параметрами газа для скачка уплотнения. Известны параметры газа до скачка уплотнения p_1, ρ_1, V_1 и T_1 до скачка. В соответствии с законом сохранения массы уравнение неразрывности потока можно записать в виде

$$\rho_1 V_1 = \rho_2 V_2 \quad (1.34)$$

Изменение количества движения при прохождении скачка выражается соотношением

$$\rho_1 V_1^2 + p_1 = \rho_2 V_2^2 + p_2 \quad (1.35)$$

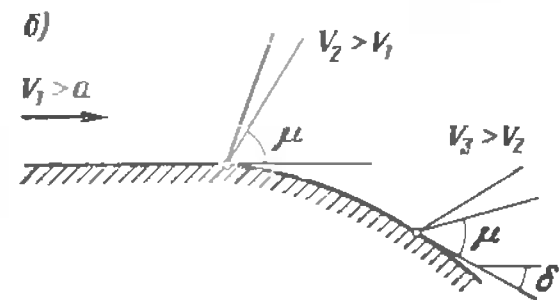
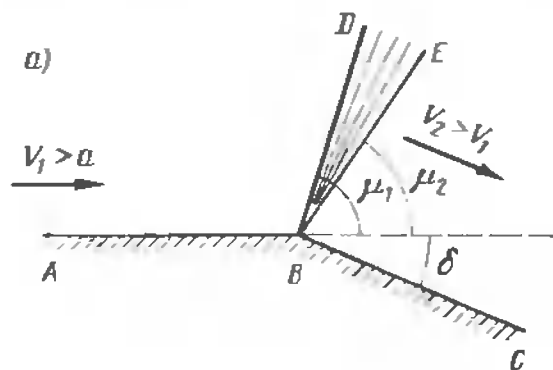


Рис. 1.17. Обтекание сверхзвуковым воздушным потоком поверхности, имеющей внешний тупой угол (а) и выпуклой криволинейной поверхности (б)

ленной под углом μ_1 , поток поворачивается, постепенно расширяясь до линии возмущений BE , направленной под углом μ_2 . Каждому углу поворота соответствует увеличение скорости и уменьшение давления. При обтекании сверхзвуковым потоком криволинейной выпуклой поверхности (рис. 1.17, б) образуется непрерывная возмущенная область, в которой линии возмущения отходят от каждой точки поверхности под местным углом $\mu = \arcsin V/a$.

Если скорость обтекания V_1 меньше скорости звука ($V_1 < a$), то при обтекании выпуклого тупого угла и обтекании выпуклой криволинейной поверхности возможно увеличение скорости потока до сверхзвуковой ($V_2 > a$).

Процессы, происходящие в скачке уплотнения, быстротечны и теплообмен практически отсутствует. Поэтому в соответствии с законом сохранения энергии

$$\frac{\rho_1}{\rho_1} \frac{k}{k-1} \frac{V_1^2}{2} = \frac{\rho_2}{\rho_2} \frac{k}{k-1} \frac{V_2^2}{2} + \frac{V_2^2}{2} \quad (1.36)$$

Уравнение состояния газа удобно использовать в форме

$$p_2 - p_1 = R (\rho_2 T_2 - \rho_1 T_1) \quad (1.37)$$

Система четырех уравнений (1.34) — (1.37) позволяет определить параметры воздуха за скачком уплотнения: p_2, ρ_2, V_2, T_2 . Опуская промежуточные преобразования, приведем основные расчетные формулы и выводы, полученные из решения системы уравнения. Критическая скорость звука для прямого скачка

$$a_2^2 = k \frac{p_1 + p_2}{\rho_1 + \rho_2} = k \frac{p_{ср}}{\rho_{ср}} = V_1 V_2 \quad (1.38)$$

где $p_{ср} = \frac{1}{2} (p_1 + p_2)$ и $\rho_{ср} = \frac{1}{2} (\rho_1 + \rho_2)$ — средние значения давления и плотности воздуха в области прямого скачка.

Давление воздуха за прямым скачком в точке полного торможения меньше, чем перед прямым скачком, что объясняется потерями энергии на скачке. Так как скорость воздушного потока

$V = Ma$, скорость звука $a = \sqrt{1,4 \frac{p}{\rho}}$, то скоростной напор

$$q = \frac{\rho V^2}{2} = \frac{\rho}{2} M^2 a^2 = 0,7 p M^2 \quad (1.39)$$

При переходе через прямой скачок интенсивность уменьшения M^2 выше интенсивности увеличения p , поэтому скоростной напор за прямым скачком будет меньше, чем перед скачком (1.39).

За косым скачком нормальная составляющая скорости $V_{n2} < a$.

Полная скорость потока $V_2 = \sqrt{V_{t2}^2 + V_{n2}^2} > a$, но $V_2 < V_1$. Отсюда следует практически важный вывод, что путем организации системы косых скачков уплотнения, следующих друг за другом, можно получить постепенное торможение сверхзвукового потока. При этом сопротивление движению самолета и потери полного давления будут значительно меньше, чем на прямом скачке. Примером конструктивного управления конфигурацией скачков уплотнения может служить устройство на входе воздухозаборника газотурбинного двигателя сверхзвукового самолета (рис. 1.18). Благодаря такому устройству скорость потока в двигателе снижается до дозвуковой и обеспечивается высокое давление на входе в двигатель.

1.8. Понятие о пограничном слое

Два режима течения. Наличие сил внутреннего трения в реальном газе и жидкости объясняет два качественно различных и широко распространенных в природе течения: ламинарное и турбулентное. *Ламинарное*, или слоистое течение, характеризуется тем, что каждая частица потока движется вдоль плавно изменяющейся траектории. Процесс переноса (обмена) между соседними слоями происходит на молекулярном уровне, перемешивание частиц отсутствует. Такое течение присуще потокам, имеющим сравнительно малые скорости.

Турбулентное, или бурное, возмущенное течение характеризуется тем, что мгновенное значение скорости и давления испытывают нерегулярные пульсации, наблюдаются поперечные перемещения не только молекул, но и частиц. Заметим, что вихревое движение воздуха (вращение частиц) может быть как в ламинарном, так и в турбулентном потоке, но в ламинарном потоке частицы воздуха вращаются упорядоченно, перемешивания частиц не происходит. В турбулентном по-

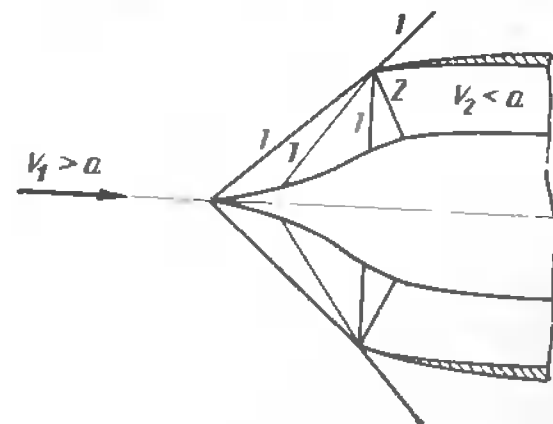


Рис. 1.18. Система скачков уплотнения на входе газотурбинного двигателя сверхзвукового самолета:

1 — система косых скачков уплотнения; 2 — слабый прямой скачок уплотнения

токе наблюдаются вращение и перемешивание частиц. Отождествлять турбулентное течение с вихревым нельзя, поскольку вихревое течение также является упорядоченным.

Процесс механического перемешивания частиц в турбулентном потоке обуславливает возникновение дополнительного сопротивления трения, эквивалентного многократному увеличению вязкости. Поэтому сопротивление движению тела в турбулентном потоке воздуха (например, горизонтального оперения самолета в турбулизированном крылом воздушном потоке) во много раз больше, чем в ламинарном потоке. В этом проявляется отрицательная роль турбулентности воздушного потока.

Если рассмотреть течение в центральной части аэродинамической трубы на некотором расстоянии от стенок, то заметим, что скорости вращательного движения практически отсутствуют, и поток можно считать ламинарным. Ламинарный режим характерен для малых скоростей течения, турбулентный — для сравнительно больших.

Режим течения определяется значением числа Рейнольдса, которое характеризует соотношение инерционных сил и сил внутреннего трения (вязкости) в потоке (1.17). Постепенное изменение параметров течения в воздушном потоке: скорости, плотности, температуры, а следовательно, и вязкости (1.4) приводит к переходу ламинарного течения в турбулентное.

Граница между ламинарным и турбулентным течениями весьма условна, так как устойчивость течения зависит от многих причин (шероховатости и кривизны поверхности, начальных возмущений потока и др.). Скорость и соответственно число Re_* , при достижении которых ламинарный режим течения переходит в турбулентный, называется соответственно *критической скоростью* и *критическим числом Рейнольдса*.

Структура пограничного слоя. Рассмотрим обтекание твердого тела, например плоской пластины значительной длины, потоком воздуха (рис. 1.19). Молекулы воздуха, находящиеся вблизи поверхности пластины, прилипают к ней и полностью затормаживаются. Обмен молекулами между прилипшим к поверхности тела слоем воздуха и соседними слоями приводит к образованию некоторого градиента скорости течения. По мере удаления по поверхности скорость течения увеличивается, асимптотически приближаясь к скорости набегающего на тело невозмущенного потока. Тонкий по сравнению с характерным линейным размером тела слой газа, прилегающий к твердой поверхности, в котором градиенты газодинамических переменных (скорости, давления, плотности, температуры и т.д.) в нормальном к поверхности тела направлении значительно превышают градиенты этих величин в касательных направлениях, а инерционные и вязкие силы имеют один и тот же порядок, называется *пограничным слоем*. Пограничный слой возникает при числе $Re \gg 1$. В нем сосредоточено основное воздействие сил вязкости на тело. Толщиной пограничного слоя называется условное расстояние по нормали к обтекаемой поверхности, на котором

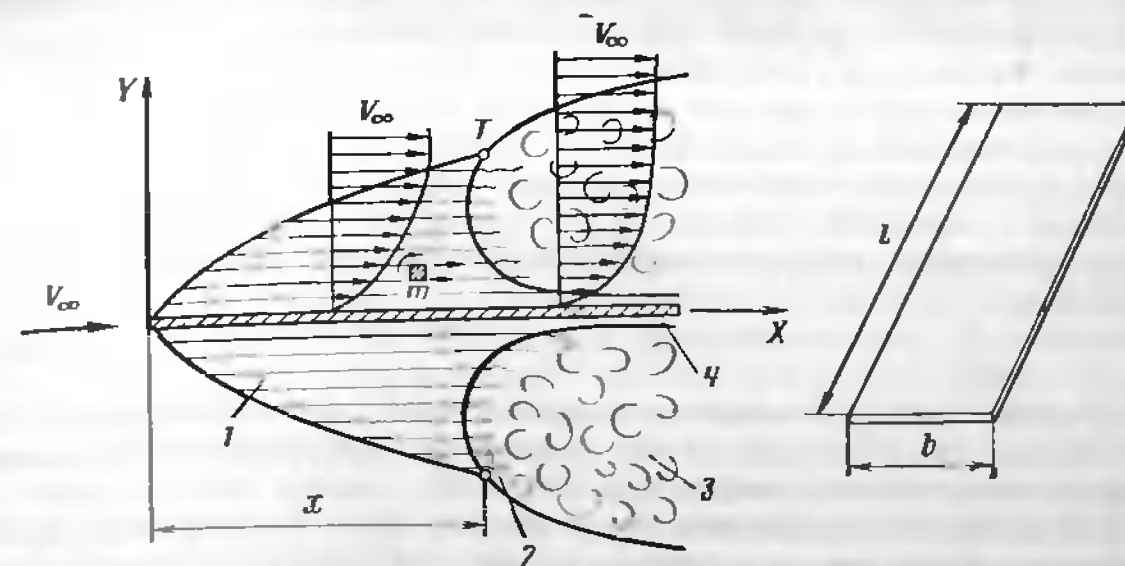


Рис. 1.19. Структура и эпюры скоростей в пограничном слое при обтекании воздушным потоком плоской пластины.

1 — ламинарный пограничный слой; 2 — переходный; 3 — турбулентный; 4 — ламинарный под-слой; x — координата точки перехода T ламинарного пограничного слоя в турбулентный; l — размах (длина) пластины; b — ширина

значение скорости отличается от ее значения во внешнем потоке на 1–0,5 %.

Внешняя граница пограничного слоя не является линией тока и служит лишь условным пределом зоны влияния вязкости. Вблизи передней кромки плоской пластины течение в пределах пограничного слоя ламинарное. По мере удаления от передней кромки пластины местное число Re в пограничном слое постепенно увеличивается. Это объясняется тем, что силы трения, вызывающие изменение скорости по толщине пограничного слоя, играют все меньшую роль по сравнению с инерционными силами, препятствующими изменениям. Следовательно, нарастание скорости с удалением от поверхности твердого тела замедляется, а толщина пограничного слоя увеличивается.

Рассмотрим движение произвольно выбранной частицы m воздуха в пограничном ламинарном слое. Сторона частицы воздуха, расположенная дальше от поверхности тела, движется быстрее, чем сторона, расположенная ближе к поверхности тела. Эта приводит к деформации частицы и является причиной образования вихрей. С увеличением местного числа Re по мере удаления от носка пластины интенсивность вихреобразования возрастает. При этом устойчивость ламинарного течения уменьшается. Линии тока становятся волнистыми, а затем развивается устойчивое турбулентное течение. Точка T , в которой ламинарный пограничный слой переходит в турбулентный, называется *точкой перехода*. Положение точки перехода зависит от степени турбулентности внешнего потока и шероховатости пластины. Чем больше шероховатость и чем больше степень турбулентности внешнего потока, тем раньше осуществляется переход.

Пограничный слой, в котором имеются ламинарное и турбулентное течения, называется *смешанным*. Между ламинарным и турбулентным пограничным слоем имеется *переходная зона*. Протяженность зоны (от ламинарного к турбулентному состоянию) сравнительно невелика, и при решении практических задач переходную зону сводят к точке перехода T , имеющей координату x . Разрушение ламинарной структуры пограничного слоя происходит при критическом значении местного числа Re_* :

$$Re_* = Vx/\nu. \quad (1.40)$$

Исследования показывают, что ламинарный режим течения воздушного потока при обтекании крыла, фюзеляжа и других частей самолета сохраняется только до чисел $Re_* < 3,8 \cdot 10^5$.

В отличие от ламинарного пограничного слоя, в котором перенос количества движения по нормали к поверхности пластины осуществляется только за счет хаотического движения молекул, в турбулентном слое благодаря интенсивным вихревым движениям вдоль нормали к поверхности переносятся не только отдельные молекулы, но и сравнительно большие воздушные частицы. Это приводит к более резкому нарастанию скорости с удалением от поверхности пластины по сравнению с ламинарным слоем. По этой же причине заторможенные воздушные частицы выносятся значительно дальше от поверхности пластины во внешний воздушный поток, что вызывает увеличение толщины турбулентного пограничного слоя по сравнению с ламинарным. В турбулентном пограничном слое имеется тонкий *ламинарный подслой*, в котором молекулярные процессы обмена частиц преобладают над процессами турбулентного обмена.

Воздушный поток, обтекающий твердое тело, условно можно разбить на три части: внешний поток, который принимается невязким, пограничный слой и спутный след (рис. 1.20).

Спутный след — область течения, которая образуется позади тела при движении или обтекании его потоком газа. Область спутного следа, непосредственно примыкающая к телу, называется ближним спутным следом. За нею расположен дальний спутный след, в котором статическое давление мало отличается от статического давления в невоз-

мущенном потоке. Таким образом, наличие сил внутреннего трения взаимодействия молекул воздуха с поверхностью обтекаемого тела приводит к образованию пограничного слоя. Пограничный слой как бы вытесняет часть внешнего потока, увеличивая размеры тела и смещая линии тока. Расстояние от нормали к обтекаемой поверхности, которое определяет смещение линии тока, называется *толщиной*

вытеснения. Физически она характеризует потерю расхода воздуха в пограничном слое из-за наличия сил трения.

Если толщину тела увеличить на толщину пограничного слоя, то при обтекании его потоком невязкого газа с той же скоростью, получим теоретически такие же аэродинамические силы, что и в вязком воздушном потоке.

Важнейшей особенностью пограничного слоя является то, что давление внешнего потока на условной границе пограничного слоя без изменения передается на поверхность обтекаемого тела. В обычных условиях полета влиянием пограничного слоя на внешний поток можно пренебречь и рассматривать обтекание в соответствии с законами обтекания невязким воздушным потоком.

Сопротивление трения при обтекании твердого тела потоком воздуха. Проявление свойств вязкости воздуха приводит к возникновению в пограничном слое сил, препятствующих движению тела и называемых силами сопротивления трения. На преодоление сил трения воздуха затрачивается энергия движущегося тела.

Сопротивление трения различных по форме тел, движущихся в воздухе, удобно рассчитывать по сопротивлению трения эквивалентной по площади и линейным размерам плоской пластины, для которой теория расчета, подтвержденная большим экспериментальным материалом, достаточно хорошо разработана. Сила сопротивления трения X_f одной стороны плоской пластины, имеющей линейный размер b (см. рис. 4.1, б) и единичный размах l , пропорциональна скоростному напору $\frac{\rho V^2}{2}$ и линейному размеру b :

$$X_f = c_f \frac{\rho V^2}{2} b. \quad (1.41)$$

где c_f — коэффициент трения одной стороны плоской пластины.

Коэффициент трения c_f зависит от характера пограничного слоя (ламинарный, турбулентный, переходный) и рассчитывается по приближенным формулам:

$$c_{f\text{лам}} = \frac{1,33}{\sqrt{Re}}; \quad c_{f\text{турб}} = \frac{0,455}{(\ln Re)^{2,58}};$$

$$c_{f\text{пер}} = c_{f\text{турб}} - (c_{f\text{турб}} - c_{f\text{лам}}) \frac{x}{b}. \quad (1.42)$$

Повышение температуры в пограничном слое приводит к уменьшению плотности, увеличению вязкости, утолщению пограничного слоя, уменьшению числа Re и увеличению c_f . Уменьшение сопротивления трения самолета является одной из важных задач, которые решаются на этапах конструирования, изготовления и эксплуатации. Так как ламинарный пограничный слой обеспечивает меньшее сопротивление трения, чем турбулентный, то целесообразно выбирать формы профилей

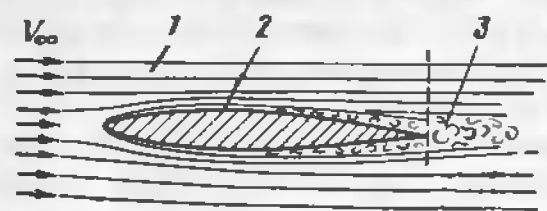


Рис. 1.20. Структура воздушного потока, обтекающего твердое тело:

1 — внешний невязкий слой; 2 — пограничный (вязкий) слой; 3 — спутный след

крыла и оперения, обеспечивающие переход ламинарного слоя в турбулентный на расстоянии, возможно большем от передней кромки. Повышение чистоты обработки внешних поверхностей самолета (уменьшение высоты микронеровностей), устранение выступов и впадин на поверхностях (головок заклепок, накладных соединений листового материала и т. п.), недопущение вмятин, грубых царапин, загрязнений поверхностей приводят к уменьшению толщины пограничного слоя и снижению сопротивления трения.

Если скорость полета V и коэффициент кинематической вязкости ν воздуха известны, то координата точки перехода на плоской пластине

$$x = \text{Re}_* \frac{\nu}{V} \quad (1.4)$$

При скорости полета у земли $V = 260$ км/ч (72,5 м/с) и $\nu = 1,45 \cdot 10^{-5}$ м²/с критическое число $\text{Re} = 2 \cdot 10^6$, координата точки перехода ламинарного слоя в турбулентный на крыле $x = 0,4$ м. Из рассмотренного примера видно, что даже при сравнительно малой скорости полета значение координаты x значительно меньше протяженности любой из основных частей самолета в направлении его продольной оси. Следовательно, в полете на большей части внешних поверхностей самолета пограничный слой имеет турбулентную структуру.

Отрыв пограничного слоя при обтекании криволинейной поверхности. При обтекании криволинейной поверхности в соответствии с уравнением Бернулли наблюдается изменение скорости течения в струйках и изменение статического давления. При дозвуковой скорости полета по направлению течения потока от точки 1 до точки 2 струйки воздуха сжимаются (рис. 1.21, а). При этом скорость течения в струйке увеличивается, а статическое давление падает. Точке 2 соответствуют максимальная скорость течения и минимальное статическое давление. Градиент давления на участке 1—2 поверхности отрицательный $\frac{dp}{dx} < 0$, т. е. по мере удаления от точки 1 статическое давление уменьшается.

Начиная с точки 2 и далее к точке 3, струйки расширяются. Скорость течения в струйках уменьшается, а статическое давление постепенно растет. Градиент давления на этом участке положительный, т. е. $\frac{dp}{dx} > 0$, по мере удаления от точки 2 к точке 3 поверхность статическое давление повышается. Если кривизну поверхности увеличить, то градиенты давлений в струйках будут возрастать. Положительный градиент давлений ($\frac{dp}{dx} > 0$), характеризующий повышение давления на единице пути струйки вдоль криволинейной поверхности, обеспечивает торможение потока. Во внешнем потоке, прилегающем к пограничному слою, повышение давления приводит к уменьшению скорости до скорости невозмущенного набегающего потока.

В пограничном слое (рис. 1.21, б), где наблюдается торможение воздуха вследствие вязкости, положительные градиенты давлений могут стать настолько большими, что в некоторой точке C , называемой *точкой отрыва* пограничного слоя, скорость течения пограничного слоя будет равна нулю. В точках, расположенных по направлению потока (точка D), течение пограничного слоя становится обратным навстречу основному потоку. К точке C воздушный поток приходит спереди и сзади одновременно, поэтому пограничный слой быстро утолщается. Заторможенные частицы воздуха накапливаются около точки отрыва, оттесняя струйки внешнего потока, происходит отрыв пограничного слоя, т. е. отход его от поверхности тела. В зону отрыва устремляются частицы воздуха из зоны более высокого давления, развивается обратное течение, при встрече которого с основным потоком образуется вихрь. Вихрь вместе с накопившимся около точки отрыва воздухом уносится потоком. Накопление заторможенного потока в точке отрыва, отрыв пограничного слоя, развитие обратного течения, образование вихря и его унос потоком повторяются.

Процесс отрыва пограничного слоя при обтекании потоком криволинейной поверхности является ярко выраженным нестационарным процессом. Период отрыва пограничного слоя определяется геометрией и шероховатостью поверхности, степенью турбулизации набегающего потока, направлением набегающего воздушного потока на криволинейную поверхность, числами Re и M . Исследованиями установлено: ламинарный пограничный слой более подвержен отрыву по сравнению с турбулентным; турбулентное течение пограничного слоя может распространяться на большее расстояние в зону отрыва, чем ламинарное; чем больше степень турбулентности в пограничном слое, тем интенсивнее перенос энергии в пограничном слое, тем больше скорость течения вблизи поверхности, тем меньше вероятность отрыва пограничного слоя.

Сила сопротивления движению тела в воздушной среде складывается из сопротивления трения, обусловленного вязкостью воздушной среды, а также сопротивления давления, обусловленного разностью давлений в носовой и хвостовой частях обтекаемого тела. Отрыв пограничного слоя приводит к падению статического давления за зоной отрыва, которое препятствует движению тела в воздушной среде, увеличивает сопротивление движению.

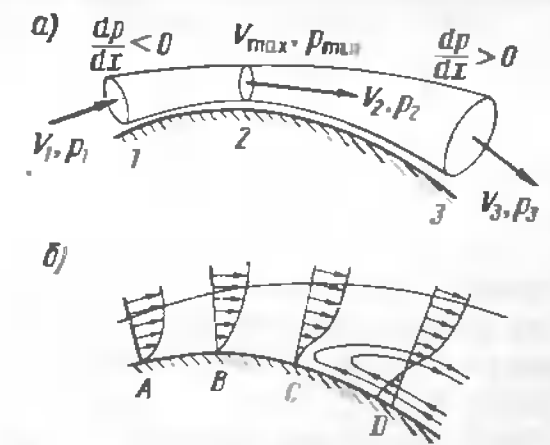


Рис. 1.21. Изменение характеристик течения струйки у криволинейной поверхности (а) и схема течения в области отрыва пограничного слоя (б)

Если поперечные размеры тела больше по сравнению с продольными, то на его поверхности всегда наблюдается отрыв пограничного слоя, например на поверхности шара, цилиндра, обтекаемых воздухом. Статическое давление за зоной отрыва пограничного слоя падает, сопротивление движению тела растет. Такие тела называют *неудобообтекаемыми*.

Если тело имеет плавные обводы, вытянутую по потоку форму, например каплеобразную, то отрыва пограничного слоя на его поверхности не наблюдается или наблюдается на незначительной части поверхности. Основную долю сопротивления движению составляет сопротивление трения. Такие тела называют *удобообтекаемыми*. Крылу, фюзеляжу, gondолам двигателей и другим частям самолета придают удобообтекаемую форму, при которой срыв потока на эксплуатационных режимах полета либо совсем не возникает, либо наблюдается на приемлемо малой площади.

Управление пограничным слоем. Для предотвращения преждевременного отрыва пограничного слоя широко применяют системы управления пограничным слоем (УПС). Термин управление пограничным слоем подразумевает любой механизм или процесс, который позволяет видоизменить характер течения в пограничном слое в области отрыва потока. Системы УПС подразделяют на пассивные и активные. Примером пассивных систем УПС являются предкрылки, щелевые закрылки, в которых для предотвращения срыва потока используется избыток энергии потока, имеющийся на нижней поверхности крыла по отношению к верхней. К *активным* системам УПС можно отнести системы вдува (подвода газа в пограничный слой) и отсоса (отвода газа из пограничного слоя) через проницаемую поверхность обтекаемого тела. Преждевременный отрыв пограничного слоя можно предотвратить *искусственной турбулизацией* его в зоне положительных градиентов давлений, например, путем установки пластин — турбулизаторов. При этом срыв пограничного слоя затягивается, уменьшается сопротивление трения, но увеличивается сопротивление давления. Поэтому в конкретных случаях находится оптимальное решение.

Влияние сжимаемости воздуха на пограничный слой. Теоретический расчет влияния сжимаемости воздуха на характеристики пограничного слоя является сложной задачей, выходящей за рамки настоящего учебника. Поэтому остановимся только на рассмотрении качественной картины влияния сжимаемости на характеристики пограничного слоя и некоторых эмпирических зависимостей.

При увеличении скорости воздушного потока до значений, соответствующих $M > 0,4$, из-за торможения воздуха в пограничном слое температура повышается. Это приводит к увеличению вязкости воздуха, уменьшению его плотности, оказывающих влияние на толщину пограничного слоя и силу трения.

Для расчета толщины пограничного слоя, плотности, силы трения и других характеристик пользуются средними значениями этих параметров.

При известных значениях толщины $\delta_{\text{вск}}$ и коэффициента силы трения c_{xf} ламинарного пограничного слоя в условиях $M \leq 0,3 \div 0,4$ можно рассчитать значения характеристик с учетом сжимаемости:

$$\delta_{\text{сж}} = \delta_{\text{нсж}} (1 + 0,1M^2); \quad c_{\text{xfсж}} = \frac{c_{\text{xfнсж}}}{(1 + 0,066M^2)^{\frac{2}{3}}} \quad (1.44)$$

Для турбулентного пограничного слоя

$$\delta_{\text{сж}} = \delta_{\text{нсж}} (1 + 0,066M^2); \quad c_{\text{xfсж}} = \frac{c_{\text{xfнсж}}}{(1 + 0,066M^2)^{\frac{3}{2}}} \quad (1.45)$$

На основании анализа зависимостей (1.44) и (1.45) можно заключить, что с увеличением числа M_{∞} полета толщина ламинарного пограничного слоя увеличивается более интенсивно, чем турбулентного слоя, а коэффициент трения при ламинарном течении падает более интенсивно, чем при турбулентном.

Дополнительная литература

[1], с. 16—66, 262—291; [4], с. 42—81, 96—11, 132—152.

Контрольные вопросы

1. От каких параметров воздуха зависит скорость звука? Найдите формулу.
2. Как изменяются основные параметры атмосферы с высотой?
3. По формулам Ветчинкина определить плотность воздуха и скорость звука на высоте 6000 м в условиях стандартной атмосферы. Сравнить полученные результаты по таблице стандартной атмосферы.
4. При полете на высоте 6000 м давление и температура воздуха имеет следующие значения $P = 330$ мм рт. ст. и $t = -13$ °С. Определить плотность воздуха и приведенную высоту полета. Ответ: $\rho = 0,597$ кг/м³; $H_{\text{пр}} = 7000$ м.
5. В чем состоит принцип обратимости в аэродинамике?
6. Перечислите основные способы визуализации воздушного потока.
7. Перечислите основные критерии подобия явлений в аэродинамике.
8. Объясните физическую суть числа M полета как параметра аэродинамического подобия.
9. Рассчитайте число M полета и давление в точке полного торможения потока для самолета, летящего со скоростью 720 км/ч на высоте 8000 м ($p_{\infty} = 35\,650$ Па; $\rho_{\infty} = 0,52$ кг/м³; $a_{\infty} = 308$ м/с). Ответ: $M = 0,65$; $p_0 = 51\,592,28$ Па.
10. Определить скоростной напор, если скорость полета $V = 200$ м/с, плотность воздуха $\rho = 0,557$ кг/м³. Ответ: $q = 11\,140$ Н/м².
11. Почему струйки «расступаются» перед движущимся телом?
12. Что является причиной возникновения скачка уплотнения при сверхзвуковом обтекании тела?
13. Как изменяются параметры воздуха при прохождении через прямой и косой скачки уплотнения?
14. Определить скорость полета самолета на высоте $H = 15\,000$ м, если известно, что угол возмущения $\mu = \pi/6$. Ответ: $V = 590$ м/с.
15. Рассчитать, во сколько раз повысится плотность воздуха за прямым скачком при полете на высотах $H_1 = 300$ м и $H_2 = 15\,000$ м и скорости $V = 600$ м/с. Ответ: в 2,39 и в 2,71 раза.
16. Что называется пограничным слоем? Как он образуется?

17. Какие факторы и как влияют на координаты точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный?

18. Назовите и объясните пути уменьшения сопротивления трения при обтекании.

19. Объясните процесс отрыва пограничного слоя при обтекании криволинейной поверхности.

20. Назовите и поясните способы управления пограничным слоем.

21. Определите силу трения гладкой тонкой пластины размахом $l = 1$ м и шириной $b = 3$ м при условии, что поток набегаёт параллельно плоскости пластины и имеет скорости $V_1 = 12$ м/с (течение считать ламинарным), $V_2 = 180$ м/с (течение считать турбулентным) на высоте 1500 м над уровнем моря.

Ответ: $X_{f1} = 0,343$ Н; $X_{f2} = 17,48$ Н.

21. Рассчитайте координату точки перехода на тонкой пластине, если $\nu = 1,45 \cdot 10^{-5}$ м²/с, $Re_* = 2 \cdot 10^6$ и скорость полета у земли $V = 60$ м/с. Ответ: $x = 0,48$ м.

Глава 2

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ И МОМЕНТЫ КРЫЛА

2.1. Геометрические характеристики крыла

Связанная и скоростная системы координат. Для рассмотрения силового взаимодействия между самолетом и воздушной средой приняты скоростная и связанная системы координат (ГОСТ 20058—80). Начало этих прямоугольных, правых, подвижных систем координат помещается в центре масс самолета, обычно расположенном в плоскости симметрии самолета OXY (рис. 2.1). Продольная ось OX связанной системы координат $OXYZ$ лежит в плоскости симметрии самолета и направлена от хвостовой части самолета к носовой параллельно средней аэродинамической хорде (САХ) крыла или строительной горизонтали фюзеляжа.

В дальнейшем будем считать, что ось OX направлена параллельно средней аэродинамической хорде крыла.

Нормальная ось OY связанной системы координат находится в плоскости симметрии и направлена к верхней части самолета. Поперечная ось OZ перпендикулярна плоскости симметрии самолета и направлена в сторону правого полукрыла. Скоростная ось Ox_0 скоростной системы координат $Ox_0y_0z_0$ совпадает с направлением скорости самолета относительно воздушной среды \vec{V} . Ось подъемной силы Oy_0 лежит в плоскости симметрии самолета и направлена к верхней части само-

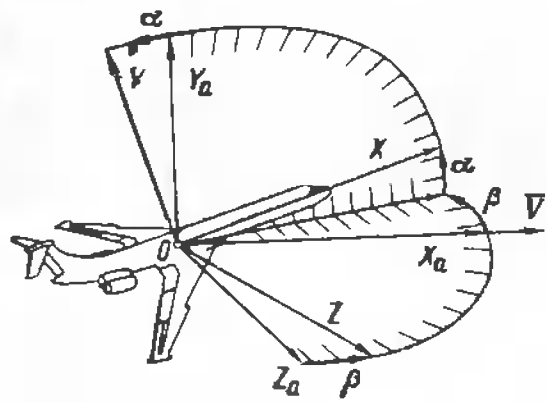


Рис. 2.1. Связанная и скоростная системы координат

лета. Боковая ось Oz_0 нормальна к плоскости Ox_0y_0 и направлена в сторону правого полукрыла.

Связанная система координат неподвижна относительно самолета, а скоростная система координат поворачивается, «следя» за

вектором скорости полета \vec{V} . Положение самолета относительно вектора скорости полета (или набегающего воздушного потока) определяется двумя углами: углом атаки α и углом скольжения β . Угол атаки α — это угол между продольной осью Ox и проекцией вектора скорости V на плоскость симметрии самолета Oxz . Он считается положительным, если проекция вектора скорости на ось Oy отрицательна. Угол между вектором скорости и плоскостью Oxy симметрии самолета называется углом скольжения β . Он считается положительным, если проекция вектора скорости самолета на поперечную ось Oz положительна (самолет скользит на правое полукрыло). В частном случае, когда скольжение отсутствует ($\beta = 0$), вектор \vec{V} лежит в плоскости симметрии самолета Oxy , а угол, заключенный между вектором скорости V и продольной осью самолета Ox , будет углом атаки α .

Геометрические характеристики крыла. Крыло самолета является основной несущей поверхностью¹ самолета и предназначено для создания аэродинамической подъемной силы. Крыло самолета может иметь различные формы в плане. Наибольшее распространение на современных самолетах получили трапецевидные прямые (рис. 2.2, а) и трапецевидные стреловидные (рис. 2.2, б) крылья. Крыло обычно имеет плоскость симметрии, совпадающую с плоскостью симметрии самолета.

Форма сечения крыла в направлении обтекающего его воздушного потока называется профилем. Как правило, исследуются профили, полученные сечением крыла плоскостью, параллельной плоскости симметрии, или плоскостью, перпендикулярной передней кромке крыла.

Профиль крыла обычно не одинаков на различных расстояниях от плоскости симметрии, но имеют характерную удобообтекаемую форму (рис. 2.3). Обычно при описании геометрических характеристик профиля пользуются прямоугольной системой координат, у которой начало располагается в передней крайней точке А (носке) профиля, а ось Ox проходит через заднюю по отношению к набегающему воздуш-

¹ Несущей поверхностью самолета называется поверхность, создающая подъемную силу, значительно превышающую силу сопротивления движению (лобовое сопротивление).

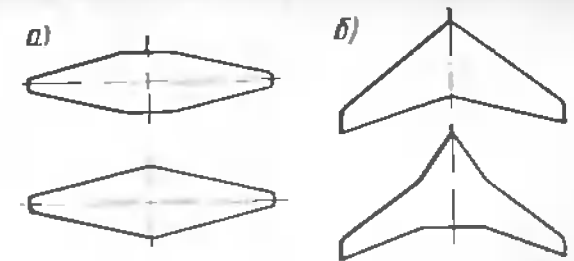


Рис. 2.2. Трапецевидное крыло:

а — прямое с прямоугольным центропланом и без него; б — с постоянной и переменной стреловидностью

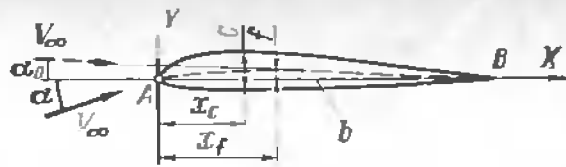


Рис. 2.3. Профиль крыла и его геометрические характеристики

рчны относительно хорды, то такой профиль называется *симметричным*. Более широкое применение нашли несимметричные профили, один из которых мы и рассматриваем.

Наибольший перпендикулярный хорде отрезок, заключенный между верхним и нижним обводами профиля, называется максимальной толщиной или просто *толщиной профиля*. Отношение толщины профиля к длине хорды называется *относительной толщиной* профиля

$$\bar{c} = \frac{c}{b} 100 \% \quad (2.1)$$

Линия, соединяющая середины отрезков, перпендикулярных хорде профиля и заключенных между верхним и нижним обводами, называется *средней линией* профиля. В симметричном профиле средняя линия профиля совпадает с хордой. Если средняя линия профиля имеет форму буквы S, такой профиль называют S-образным и для него вводится понятие *отрицательной кривизны*. Из профилей с отрицательной кривизной («перевернутые») иногда набирается крыло вблизи мест сопряжения с фюзеляжем.

Наибольшая длина отрезка, перпендикулярного к хорде и заключенного между хордой и средней линией, называется максимальной кривизной или просто *кривизной профиля* \bar{f} . Отношение кривизны профиля к хорде — *относительная кривизна* профиля

$$\bar{f} = \frac{f}{b} 100 \% \quad (2.2)$$

Положение максимальной толщины профиля и максимальной кривизны определяется соответственно координатами x_c и x_f относительно носка профиля, называемыми соответственно *абсциссами максимальной толщины* и *кривизны*. Отношения их к длине САХ называются *относительными абсциссами*:

$$\bar{x}_c = \frac{x_c}{b} 100 \% \quad (2.3)$$

$$\bar{x}_f = \frac{x_f}{b} 100 \% \quad (2.4)$$

ному потоку (хвостовую) точку В профиля. Ось OY направлена вверх.

Линия, соединяющая наиболее удаленные точки профиля А и В, называется *хордой профиля* b . Хорда делит профиль на две части — верхнюю и нижнюю. Если верхняя и нижняя части профиля симметричны относительно хорды, то такой профиль называется *симметричным*.

Более широкое применение нашли несимметричные профили, один из которых мы и рассматриваем.

Наибольший перпендикулярный хорде отрезок, заключенный между верхним и нижним обводами профиля, называется максимальной толщиной или просто *толщиной профиля*. Отношение толщины профиля к длине хорды называется *относительной толщиной* профиля

$$\bar{c} = \frac{c}{b} 100 \% \quad (2.1)$$

Линия, соединяющая середины отрезков, перпендикулярных хорде профиля и заключенных между верхним и нижним обводами, называется *средней линией* профиля. В симметричном профиле средняя линия профиля совпадает с хордой. Если средняя линия профиля имеет форму буквы S, такой профиль называют S-образным и для него вводится понятие *отрицательной кривизны*. Из профилей с отрицательной кривизной («перевернутые») иногда набирается крыло вблизи мест сопряжения с фюзеляжем.

Наибольшая длина отрезка, перпендикулярного к хорде и заключенного между хордой и средней линией, называется максимальной кривизной или просто *кривизной профиля* \bar{f} . Отношение кривизны профиля к хорде — *относительная кривизна* профиля

$$\bar{f} = \frac{f}{b} 100 \% \quad (2.2)$$

Положение максимальной толщины профиля и максимальной кривизны определяется соответственно координатами x_c и x_f относительно носка профиля, называемыми соответственно *абсциссами максимальной толщины* и *кривизны*. Отношения их к длине САХ называются *относительными абсциссами*:

$$\bar{x}_c = \frac{x_c}{b} 100 \% \quad (2.3)$$

$$\bar{x}_f = \frac{x_f}{b} 100 \% \quad (2.4)$$

Профили подразделяют на тонкие ($c < 8 \%$), средние ($c = 8 \div 12 \%$) и толстые ($c > 12 \%$). Относительная толщина профилей крыла современных дозвуковых самолетов $c = 8 \div 16 \%$, сверхзвуковых самолетов $c = 2,5 \div 6 \%$. Относительная кривизна \bar{f} профилей крыла не превышает 3%. Крылья современных транспортных самолетов имеют двояковыпуклые несимметричные профили с $x_c = 25 \div 55 \%$. Крылья околозвуковых и сверхзвуковых самолетов, как правило, имеют тонкие двояковыпуклые симметричные профили с $x_c = 40 \div 50 \%$

Деформируя какой-либо исходный профиль по заданному закону с сохранением неизменным одного или нескольких перечисленных относительных параметров (\bar{c} , \bar{f} , \bar{x}_c , \bar{x}_f), можно получить *серию профилей*. Эти серии профилей вносят в каталоги ICAO или в национальные каталоги, из которых при конструировании крыла (самолета) выбирают профили, подходящие по характеристикам.

Угол, заключенный между направлением вектора скорости невозмущенного потока V_∞ и хордой профиля, называется *углом атаки* α . Угол атаки, при котором подъемная сила, создаваемая профилем, равна нулю, называется *углом атаки нулевой подъемной силы* α_0 .

Крыло (рис. 2.4) — несущая поверхность самолета, предназначенная для создания аэродинамической подъемной силы. При исследовании крыла начало связанной системы координат выбирается либо в носке *корневой хорды* b_0 , либо в другой удобной точке. Продольная ось OX параллельна *средней аэродинамической хорде* крыла b_A и направлена вперед. Нормальная ось OY лежит в плоскости симметрии крыла. Плоскость симметрии OXY делит крыло на левое и правое полукрылья. Поперечная ось OZ связанной системы координат направлена в сторону правого полукрыла.

Площадь крыла S — площадь проекции крыла на плоскость, перпендикулярную плоскости симметрии крыла и содержащую корневую хорду b_0 .

Профиль крыла в плоскости его симметрии OXY называется *корневым*, а хорда b_0 этого профиля — *корневой* (центральной). Соответственно профиль и хорда b_k концевое сечения называются *концевыми*. Расстояние l между двумя плоскостями, параллельными плоскости симметрии крыла и касающимися его поверхности, называется *размахом крыла*.

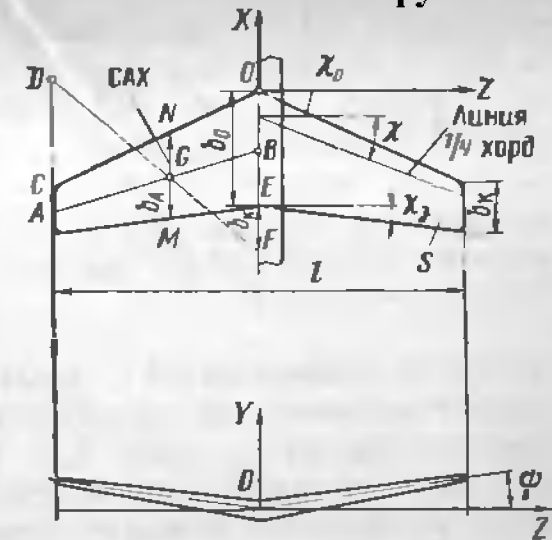


Рис. 2.4. Основные геометрические характеристики трапециевидного крыла с положительным поперечным V

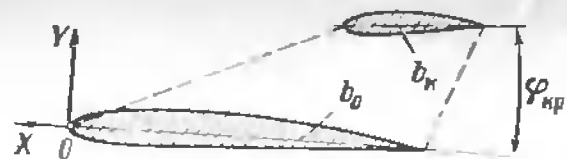


Рис. 2.5. Угол геометрической кривки крыла φ_k (показано крыло, имеющее отрицательную кривку)

Крыло называется *геометрически плоским*, если хорды всех сечений параллельны плоскости OXZ . Если хорды профилей составляют с плоскостью OXZ некоторый угол, то крыло называется *геометрически закрученным*. Угол между хордой корневого профиля b_0 , лежащей одновременно в плоскости OXZ и в

плоскости симметрии OXY крыла, хордой q_k концевой профиля, спроектированного на плоскость симметрии, называется *углом геометрической кривки* $\varphi_{кр}$ (рис. 2.5). Геометрическая кривка крыла считается отрицательной, если хвостовая кромка рассматриваемого профиля располагается выше передней кромки. В противном случае геометрическая кривка называется *положительной*. В реальных конструкциях используют отрицательную геометрическую кривку, предотвращающую значительное увеличение углов атаки концевых сечений крыла в результате деформации. Если кривка крыла вызвана только изменением формы профилей по размаху крыла, а не их взаимным поворотом, то такая кривка называется *аэродинамической*.

Крыло может иметь излом в корневом сечении, напоминающий букву V (см. рис. 2.4). В этом случае говорят, что крыло имеет *поперечное V* , которое характеризуется углом ψ , заключенным между осью OZ и проекцией передней кромки крыла на плоскость OYZ . Угол *поперечного V крыла* может быть положительным, равным нулю или отрицательным. У современных транспортных самолетов угол поперечного V крыла $\psi = 1 \div -3^\circ$. Положительное поперечное V крыла повышает поперечную устойчивость самолета, а отрицательное уменьшает.

Линия, проходящая на расстоянии $1/4$ линии хорд от их носка, называется *линией фокусов крыла*. Угол χ между плоскостью, перпендикулярной центральной хорде крыла, и линией фокусов называется *углом стреловидности*. Крыло, у которого угол стреловидности $\chi = 0$, называется *прямым*. Угол стреловидности может также замеряться между плоскостью, перпендикулярной центральной хорде, и передней кромкой крыла χ_0 (угол стреловидности крыла *по передней кромке*) или задней кромкой χ_3 (угол стреловидности крыла *по задней кромке*).

Отношение квадрата размаха крыла l к площади S называется *удлинением крыла*:

$$\lambda = l^2/S. \quad (2.5)$$

Отношение длины центральной хорды b_0 к длине концевой хорды b_k называется *сужением крыла*:

$$\eta = b_0/b_k. \quad (2.6)$$

Крылья дозвуковых транспортных самолетов имеют удлинение $\lambda = 6 \div 13$ и сужение $\eta = 1 \div 3$.

В аэродинамике и динамике полета широко используется понятие *средней аэродинамической хорды крыла (САХ)*. За САХ принимается хорда эквивалентного прямоугольного крыла, имеющего такую же площадь S и создающего такие же аэродинамические силы и моменты, как и заданное крыло. Для определения *длины* средней аэродинамической хорды крыла сложной формы в плане используется интегральная зависимость

$$b_A = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{l}{2}} b^2(z) dz. \quad (2.7)$$

где b — длина проекции местной хорды крыла (хорды любого профиля крыла) на плоскость симметрии крыла; z — переменная координата по размаху крыла; l и S — соответственно размах и площадь крыла.

Длина средней аэродинамической хорды трапециевидного крыла

$$b_A = \frac{4}{3} \left[\frac{\eta(\eta+1)+1}{(\eta+1)^2} \right] \sqrt{\frac{S}{\lambda}}. \quad (2.8)$$

Если известны значения центральной b_0 и концевой b_k хорд, то для трапециевидного крыла САХ

$$b_A = \frac{2}{3} (b_0 + b_k) - \frac{b_0 b_k}{b_0 + b_k}. \quad (2.9)$$

Положение САХ относительно плоскости симметрии самолета определяется соотношениями:

$$z_A = \frac{l}{6} \left[1 + \frac{1}{\eta+1} \right], \text{ или } z_A = \frac{b_0 + 2b_k}{b_0 + b_k} \frac{l}{6}. \quad (2.10)$$

Расстояние от носка хорды b_A до носка b_0

$$x_A = z_A \operatorname{tg} \chi_n. \quad (2.11)$$

Размер и положение средней аэродинамической хорды трапециевидного крыла можно определить следующим образом (см. рис. 2.4): вычертить крыло в определенном масштабе, затем провести линию AB , делящую хорды пополам. На продолжении концевой хорды отложить отрезок $CD = b_0$, а на продолжении центральной хорды крыла — отрезок $EF = b_k$, затем через концы этих отрезков провести прямую и через точку G пересечения отрезков AB и DE провести прямую, параллельную концевой хорде. Отрезок $MN = b_A$ будет средней аэродинамической хордой крыла. Для определения САХ крыла сложной формы его в плане разбивают на ряд секций, каждая из которых представляет собою крыло трапециевидной формы постоянной стреловидности. Для каждой секции определяют свою САХ. Средняя аэродинамическая хорда всего крыла

$$b_A = \frac{\sum_{i=1}^n b_{Ai} S_i}{\sum_{i=1}^n S_i} \quad (2.12)$$

где b_{Ai} — средняя аэродинамическая хорда i -й секции; S_i — площадь i -й секции.

2.2. Обтекание профиля крыла несжимаемым воздушным потоком

Аэродинамика крыла, оперения самолета и близких к ним по форме и назначению частей самолета определяется формой профиля. Несмотря на то, что сам профиль не является отдельной частью самолета, его изучение представляет интерес. В чистом виде аэродинамика профиля рассматривается как аэродинамика сечения прямого крыла бесконечного размаха. Все профили такого крыла обтекаются воздушным потоком одинаково. Картина обтекания профиля воздушным потоком считается плоской, а закономерности силового взаимодействия с воздушным потоком распространяются на любой участок крыла, заключенный между двумя произвольными сечениями, параллельными плоскости симметрии. Практически картину обтекания профиля изучают на некотором отрезке крыла размахом l в условиях, когда перетекание воздуха через концы крыла отсутствует.

В этих условиях можно считать, что центральные профили крыла обтекаются плоскопараллельным потоком, как и на крыле бесконечного размаха.

В отличие от крыла бесконечного размаха реальное крыло (крыло конечного размаха) взаимодействует с ограниченной массой воздуха. При этом наблюдается перетекание воздуха через концы крыла, течения от середины крыла к концам. В целом обтекание реального крыла потоком воздуха имеет не плоскопараллельный, а пространственный характер. Однако основные закономерности, полученные при изучении аэродинамики профиля крыла бесконечного размаха или просто профиля, можно распространить на крыло конечного размаха с учетом особенностей его обтекания.

Рассмотрим обтекание профиля крыла (отрезка крыла бесконечного размаха) плоско-параллельным потоком воздуха, скорость

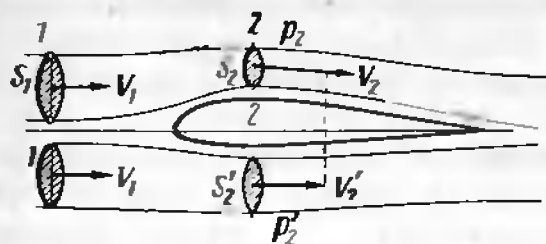


Рис. 2.6. Деформация струйки на верхней и нижней поверхностях профиля крыла при обтекании потоком воздуха

которого соответствует числу $M \leq 0,4$. Влиянием сжимаемости воздуха пренебрежем.

Выделим в потоке воздуха струйки на верхней и нижней поверхностях крыла, непосредственно прилегающие к пограничному слою (рис. 2.6). Взаимодействие струек с крылом приводит к их деформации и изменению параметров течения. В сечении 1—1, рас-

положенном на достаточном удалении от крыла, параметры течения струек одинаковы и равны параметрам невозмущенного потока: V_∞ , ρ_∞ , p_∞ . По мере приближения к крылу площади сечения их будут уменьшаться и в соответствии с уравнением неразрывности (1.19) скорость течения будет увеличиваться. При этом в соответствии с уравнением Бернулли для струйки несжимаемого газа сумма статического давления и скоростного напора будет постоянной, т. е. $p + \frac{\rho V^2}{2} = \text{const}$, а скоростной напор $\rho V^2/2$ вследствие

роста скорости будет увеличиваться, следовательно статическое давление будет падать. В сечении 2—2 площади сечения струек достигнут значений $S_2 < S'_2$, соответственно параметры течения $V_2 > V'_2$, $p_2 < p'_2$ и $\rho_1 = \rho_2 = \rho_\infty$ (воздух считается несжимаемым).

Таким образом, с уменьшением сечения струек статическое давление будет понижаться. Поскольку кривизна верхней поверхности крыла больше, то и деформация струек на верхней поверхности больше, чем на нижней. Значит возникает разность давлений на верхней и нижней поверхности крыла, которая и создает подъемную силу.

Если измерить давление в точках на верхней и нижней поверхностях крыла, то получим распределение давления по профилю крыла при его обтекании воздушным потоком. Оно определяется, как правило, экспериментально путем продувки в аэродинамической трубе модели крыла исследуемого профиля. Модель 2 имеет тонкие отверстия на поверхности (дренированная модель), через которые статическое давление по трубкам передается к батарейному микроманометру (рис. 2.7). Батарейный микроманометр — это несколько калиброванных стеклянных трубок, присоединенных к одному общему резервуару с окрашенной жидкостью, плотность которой известна (спирт, вода, толуол и т.д.).

Прибор перед замером устанавливается по уровню в горизонтальное положение. Каждую из трубок микроманометра соединяют с соответствующим отверстием на исследуемой модели. К резервуару с жидкостью подводят то давление, с которым производится сравнение. Обычно это либо атмосферное давление, либо давление в рабочей части аэродинамической трубы. Высота подъема жидкости в каждой трубке микроманометра будет соответствовать разности давлений в исследуемой точке поверхности и в невозмущенном потоке (например, атмосферное). Фиксируя высоту подъема и опускания уровней

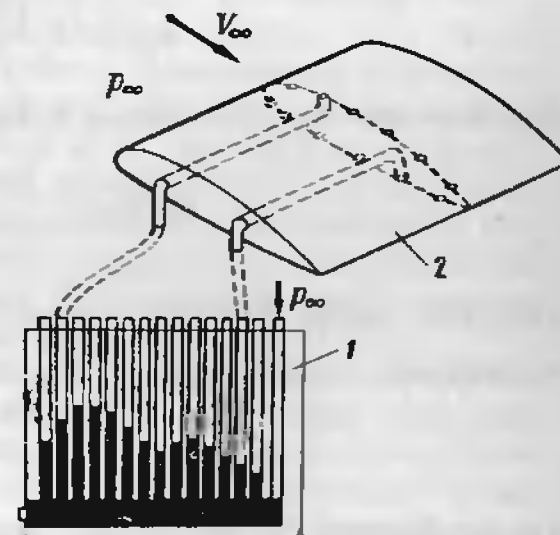


Рис. 2.7. Схема подключения батарейного манометра (1) к дренированной крылу (2)

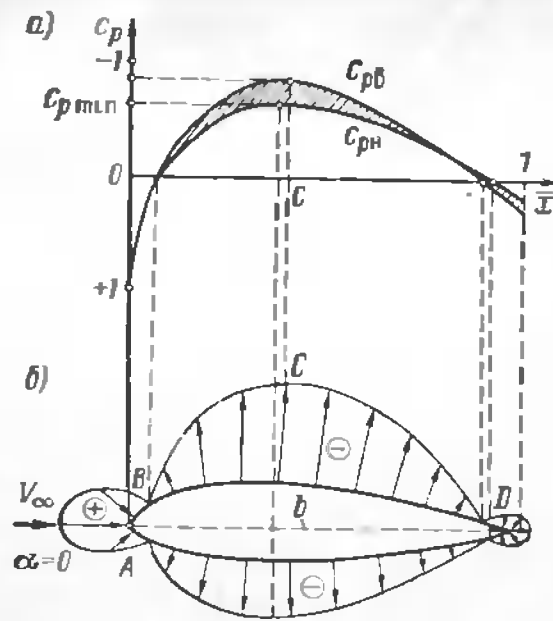


Рис. 2.8. Координатная (а) и векторная (б) диаграммы распределения коэффициента давления по несимметричному профилю при $\alpha=0$

ния в невозмущенном потоке, отнесенной к скоростному напору невозмущенного потока:

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} = \frac{2(p - p_\infty)}{\rho_\infty V_\infty^2} \quad (2.13)$$

Запишем уравнение Бернулли для двух сечений 1—1 и 2—2 струйки, считая в сечении 1—1 поток невозмущенным:

$$p_\infty + \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} = p + \frac{\rho V^2}{2}$$

Преобразуем это уравнение к виду

$$p - p_\infty = \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} \left(1 - \frac{V^2}{V_\infty^2} \right)$$

Поделив левую и правую части уравнения на $\frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2}$, получим безразмерный коэффициент давления:

$$c_p = 1 - \frac{V^2}{V_\infty^2} \quad (2.14)$$

Из выражения (2.14) следует, что коэффициент давления не зависит от скорости невозмущенного потока, так как увеличение скорости V_∞ приведет к пропорциональному увеличению скорости V , в результате отношение V^2/V_∞^2 останется неизменным.

жидкости во всех трубках манометра, можно получить картину распределения давления по исследуемой поверхности. Таким образом, высота h столба жидкости плотностью $\rho_{ж}$ мнкрманометра показывает разность статических давлений Δp в соответствующей точке крыла и давления p_∞ в невозмущенном потоке:

$$h \rho_{ж} g = \Delta p = p - p_\infty$$

При аэродинамических исследованиях обычно рассматриваются не абсолютная разность давлений в точках поверхности крыла, а коэффициенты давления c_p .

Коэффициент давления — безразмерная величина, равная разности местного давления и давления в невозмущенном потоке, отнесенной к скоростному напору невозмущенного потока:

Распределение коэффициента давления по профилю изображается в виде векторных и координатных диаграмм (рис. 2.8). На векторной диаграмме коэффициент давления изображается векторами-стрелками, направленными по нормали к контуру профиля. В точках, где местная скорость потока меньше скорости невозмущенного потока ($V < V_\infty$), коэффициент давления $c_p > 0$, стрелки направлены в сторону внутренней нормали (к поверхности профиля), при $c_p < 0$ в сторону внешней нормали (от поверхности профиля).

При построении координатной диаграммы по оси абсцисс откладывают приведенную координату:

$$\bar{x} = x/b,$$

где x — координата точки, в которой измеряется коэффициент давления; b — хорда профиля.

При $x = b$ $\bar{x} = 1$. По оси ординат откладывают коэффициент давления c_p для верхнего и нижнего контуров профиля. Из формулы (2.14) следует, что в точке полного торможения (критическая точка А) скорость потока $V = 0$, поэтому коэффициент давления $c_p = 1$.

Если местное давление в точках профиля превышает давление в невозмущенной атмосфере, то величина $(p - p_\infty) > 0$ называется избыточным давлением, а коэффициент давления $c_p > 0$. Если местное давление понижено по сравнению с давлением в невозмущенном потоке, то величина $(p - p_\infty) < 0$ называется разрежением, а коэффициент давления $c_p < 0$. Избыточное давление на векторных диаграммах обозначается знаком «+», разрежение — знаком «-». Для наглядности отрицательные значения коэффициента давления откладываются вверх по оси ординат.

На участке от точки В до точки С профиля скорость потока продолжает расти и в точке С достигает максимального значения $V = V_{\max}$, а коэффициент давления — минимального $c_{p\min}$. Положение точки С зависит от толщины и кривизны профиля крыла, а также от угла атаки. На участке CD местная скорость течения уменьшается и достигает в точке D значения $V = V_\infty$, а коэффициент давления увеличивается до значения $c_p = 0$. На участке от точки D до хвостовой кромки местная скорость потока продолжает падать, коэффициент давления растет. Давление на хвостовой кромке не восстанавливается до давления в критической точке А, так как при стекании пограничного слоя за крылом образуются вихри, на что расходуется часть энергии воздушного потока. Кроме того, часть энергии затрачивается на трение.

Разность давлений, действующих на носовую и хвостовую части профиля крыла, обуславливает появление сопротивления давления, которое значительно возрастает при отрыве пограничного слоя. Разрежение на верхней части крыла несимметричного профиля значительно превышает разрежение на нижней части, что создает подъемную силу.

Координатная и векторная диаграммы для симметричного профиля при угле атаки $\alpha = 0$ имеют ряд особенностей (рис. 2.9). В симметрич-

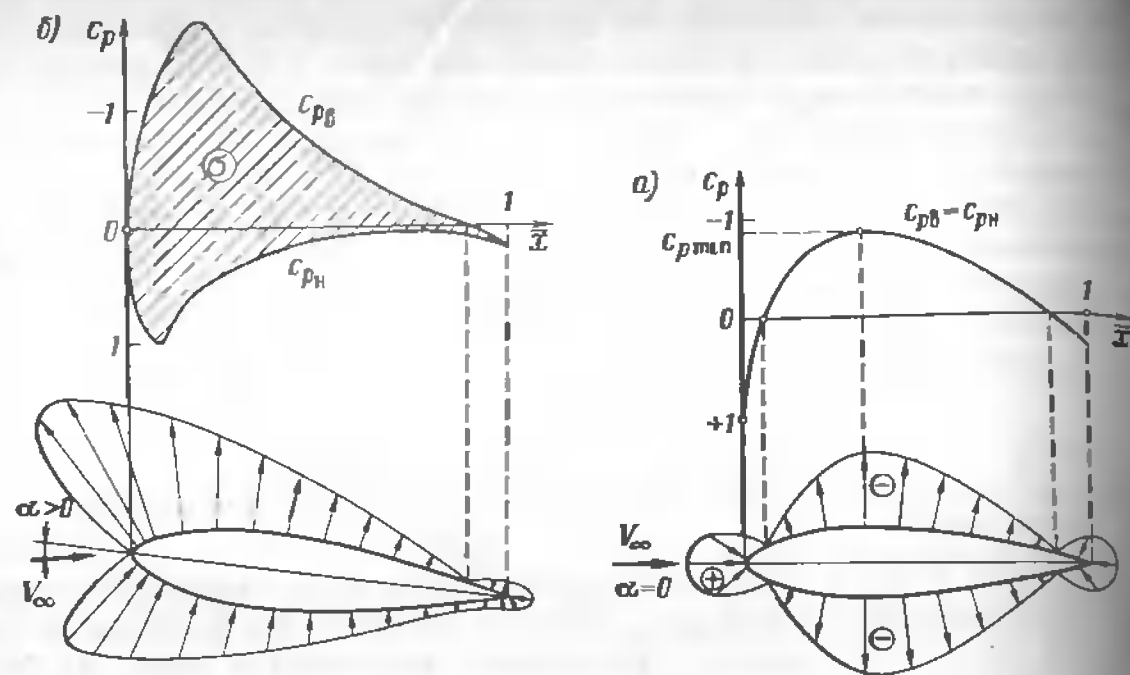


Рис. 2.9. Векторная и координатная диаграммы распределения давления по симметричному профилю:
а — при $\alpha=0$; б — при $\alpha>0$

ных точках верхнего и нижнего контуров профиля местные скорости течения, давления, а также коэффициенты давления одинаковы. Поэтому на векторных диаграммах кривые, соединяющие концы векторов коэффициентов давления, симметричны, а на координатных диаграммах кривые $c_{pв}(x)$ и $c_{pн}(x)$ сливаются. При таком распределении давлений на верхнем и нижнем контурах профиля разность давлений (подъемная сила) равна нулю.

При углах атаки $\alpha > 0$ у симметричных и несимметричных профилей на нижнем контуре давление может быть как меньше, так и больше давления p_∞ в зависимости от толщины профиля, кривизны и угла атаки. Давление на верхнем контуре меньше, чем в невозмущенном потоке. Критическая точка А при $\alpha > 0$ располагается на нижнем контуре профиля, а при $\alpha < 0$ — на верхнем. Увеличение разности давлений между верхним и нижним контурами при $\alpha > \alpha_0$ приводит к росту подъемной силы. Таким образом, на поверхность отрезка крыла бесконечного размаха, как и на контуры профиля, при обтекании его воздушным потоком действует система сил давления и трения, распределенных по поверхности.

2.3. Аэродинамические силы крыла

Главный вектор системы сил, действующих на крыло со стороны окружающей среды при обтекании, называется *аэродинамической силой крыла* \vec{R}_A (полной аэродинамической силой).

При обтекании крыла плоскопараллельным воздушным потоком (перетекание воздуха через концы крыла отсутствует) полная аэродинамическая сила складывается из равнодействующей сил давления и трения, распределенных по поверхности, приложенных в центре давления,

$$\vec{R}_A = \vec{R}_p + \vec{R}_f. \quad (2.15)$$

Центром давления профиля крыла называется точка Д пересечения линии действия аэродинамической силы \vec{R}_A с хордой профиля (рис. 2.10). Значение и направление аэродинамической силы \vec{R}_A , а также положение центра давления Д зависят от формы и размеров крыла, шероховатости его поверхности, положения крыла относительно вектора скорости набегающего потока (углов атаки скольжения), скорости потока V_∞ , числа M_∞ , степени турбулентности, температуры T_∞ , плотности ρ_∞ , давления p_∞ набегающего воздушного потока (атмосферного давления).

Аэродинамическая сила крыла

$$R_A = c_{R_A} \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S = c_{R_A} q_\infty S, \quad (2.16)$$

где c_{R_A} — безразмерный коэффициент полной аэродинамической силы; q_∞ — скоростной напор набегающего воздушного потока; S — характерная площадь (например, площадь крыла в плане).

Такую структуру (произведение безразмерного коэффициента аэродинамической силы на скоростной напор и характерную площадь) имеет формула любой аэродинамической силы, поэтому выражение (2.16) называют общей формулой аэродинамической силы. Она в явном виде учитывает влияние плотности невозмущенной среды ρ_∞ , скорости полета V_∞ , линейных размеров тела, выраженных площадью крыла в плане. В явном виде формула не отражает влияния на полную аэродинамическую силу положения крыла относительно скорости набегающего потока, определяемого углами атаки α и скольжения β , формы крыла и его профилей, шероховатости поверхности, числа M_∞ полета, характеризующего сжимаемость воздушной среды, степени турбулентности невозмущенной телом атмосферы, температуры T_∞ , атмосферного давления p_∞ , характеризующих вязкость среды, определяемую числом Рейнольдса Re . Влияние указанных факторов на

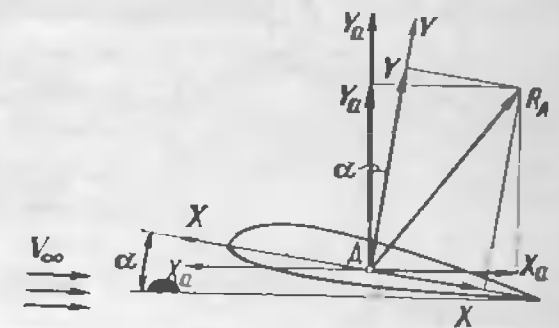


Рис. 2.10. Составляющие аэродинамической силы крыла по осям скоростной и связанной систем координат ($\beta=0$)

полную аэродинамическую силу учитывается коэффициентом c_{RA} . Коэффициентом аэродинамической силы c_{RA} называется отношение аэродинамической силы крыла R_A к произведению скоростного напора на характерную площадь:

$$c_{RA} = \frac{R_A}{q_\infty S} \quad (2.17)$$

Для практических расчетов обычно пользуются не значениями полной аэродинамической силы R_A , а ее составляющими — проекциями на оси скоростной или связанной систем координат при отсутствии угла скольжения. Проекция аэродинамической силы R_A на ось OX_a скоростной системы координат называется *силой лобового сопротивления, лобовым сопротивлением* или просто сопротивлением. Сила лобового сопротивления всегда направлена по потоку и препятствует относительному движению тела и воздушной среды. Она определяется как

$$X_a = c_{Xa} \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S = c_{Xa} q_\infty S, \quad (2.18)$$

где c_{Xa} — коэффициент аэродинамической силы лобового сопротивления

Проекция аэродинамической силы R_A на ось OY_a скоростной системы координат называется *аэродинамической подъемной силой* Y_a . Благодаря этой силе преодолевается сила тяжести и становится возможным полет самолета.

Аэродинамическая подъемная сила

$$Y_a = c_{Ya} \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S = c_{Ya} q_\infty S, \quad (2.19)$$

где c_{Ya} — коэффициент аэродинамической подъемной силы.

Проекция аэродинамической силы R_A на оси OY и OY' связанной системы координат называются соответственно *аэродинамической продольной силой* X , *аэродинамической нормальной силой* Y :

$$X = c_x \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S = c_x q_\infty S; \quad (2.20)$$

$$Y = c_y \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S = c_y q_\infty S, \quad (2.21)$$

где c_x , c_y — соответственно коэффициенты аэродинамических продольной и нормальной сил

Если известны аэродинамические силы X_a , Y_a и X , Y , то полную аэродинамическую силу можно найти как геометрическую сумму

$$R_A = \sqrt{X_a^2 + Y_a^2} = \sqrt{X^2 + Y^2}. \quad (2.22)$$

Рассмотрим составляющие аэродинамической силы по осям скоростной и связанной систем координат при отсутствии угла скольжения. Из геометрического анализа можно записать соотношения, устанавливающие связь между проекциями аэродинамической силы R_A на оси скоростной и связанной систем координат:

$$X = X_a \cos \alpha - Y_a \sin \alpha; \quad (2.23)$$

$$Y = Y_a \cos \alpha + X_a \sin \alpha;$$

$$X_a = X \cos \alpha + Y \sin \alpha; \quad (2.24)$$

$$Y_a = Y \cos \alpha - X \sin \alpha.$$

Поделив левые и правые части выражений (2.23) и (2.24) на произведение $q_\infty S$, получим соотношения, устанавливающие связь между коэффициентами аэродинамических сил:

$$c_x = c_{Xa} \cos \alpha - c_{Ya} \sin \alpha, \quad (2.25)$$

$$c_y = c_{Ya} \cos \alpha + c_{Xa} \sin \alpha;$$

$$c_{Xa} = c_x \cos \alpha + c_y \sin \alpha; \quad (2.26)$$

$$c_{Ya} = c_y \cos \alpha - c_x \sin \alpha.$$

При малых углах атаки, характерных для полета самолета, можно принять $\cos \alpha \approx 1$, а $\sin \alpha \approx 0$ и с достаточной для практики точностью можно считать, что $c_{Ya} = c_y$ и $Y_a = Y$. Такое допущение значительно упрощает расчеты.

Подъемная сила. Первая попытка научно объяснить происхождение подъемной силы была предпринята Леонардо да Винчи в 1505 г. Он считал, что подъемная сила, поддерживающая птицу, возникает из-за уплотнения воздуха при ударах крыльями. Ошибочность этой теории в настоящее время очевидна, так как при скоростях движения крыла воздух не может сжиматься и уплотняться.

Исследования Г. Г. Магнуса, иностранного члена — корреспондента Петербургской академии наук, привели к открытию им в 1852 г. эффекта возникновения поперечной силы Y при обтекании вращающегося шара воздушным потоком (эффект Магнуса).

Шар, вращающийся со скоростью ω при взаимодействии с набегающим на него со скоростью V_∞ воздушным потоком, отклоняется под действием силы Y в ту сторону, где скорость воздушного потока V_∞ и линейные скорости точек V_ω поверхности шара складываются (рис. 2.11).

Многочисленные эксперименты с летающими моделями планеров, воздушных змеев и т. п., проведенные А. Ф. Можайским, К. Э. Циолковским,

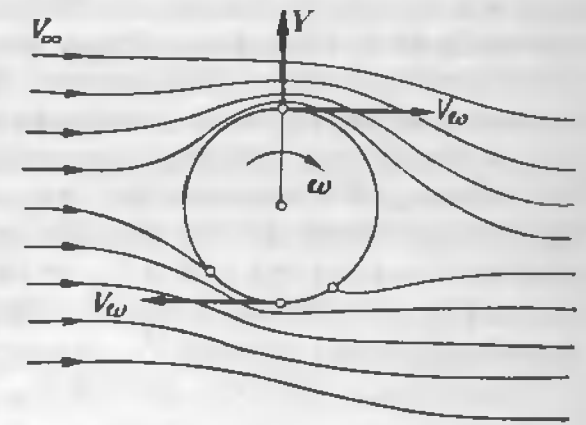


Рис. 2.11. Обтекание вращающегося шара воздушным потоком, набегающим со скоростью V (эффект Магнуса)

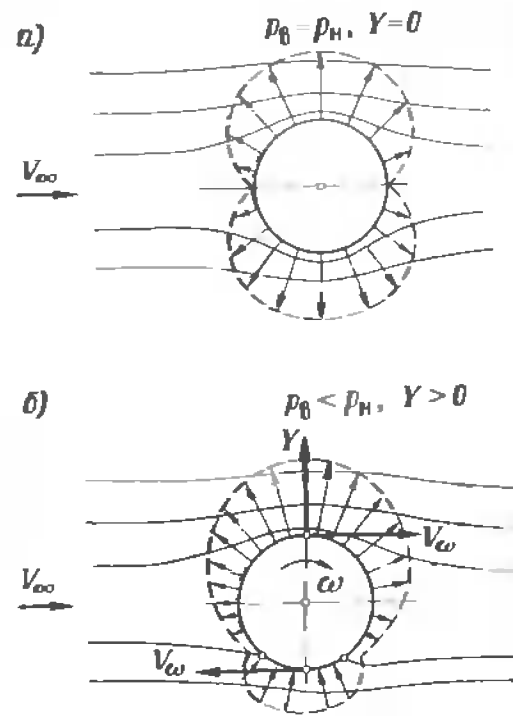


Рис. 2.12. Обтекание цилиндра потоком воздуха и векторные диаграммы (теоретические) распределения коэффициента давления по поверхности не вращающегося (а) и вращающегося (б) цилиндра

О. Лилленталем и многими другими не следователями, не объясняли причины образования подъемной силы. Ответ на этот вопрос был дан Н. Е. Жуковским.

Если в воздушный поток поместить невращающийся цилиндр бесконечной длины (рис. 2.12, а), то картина обтекания верхней и нижней поверхностей будет одинаковой. Разность давлений, а следовательно, подъемная сила будут равны нулю. При вращении цилиндра с угловой скоростью ω картина обтекания изменится (рис. 2.12, б). Вращающийся цилиндр вследствие вязкости воздуха будет увлекать за собой пограничный слой и прилегающие к нему слои воздуха. На верхней поверхности цилиндра скорость набегающего воздушного потока и скорость воздуха, увлекаемого во вращении цилиндром, будут суммироваться, а на нижней поверхности — вычитаться. В результате скорость обтекания верхней поверхности цилиндра будет больше, чем скорость обтекания нижней поверхности.

Согласно уравнению Бернулли, давление на верхней поверхности цилиндра будет меньше, чем на нижней. Разность давлений на верхней и нижней поверхностях приведет к появлению подъемной силы Y .

Вращающийся цилиндр, увлекая за собой воздушные массы, фактически создает вокруг себя вихрь. Это дает основание заменить вращающийся цилиндр бесконечной длины вихрем, имеющим ту же циркуляцию скорости, создающим такое же поле скоростей. Замена вращающегося цилиндра вихрем позволила Н. Е. Жуковскому создать *вихревую теорию крыла*. В 1904 г. им была доказана теорема о подъемной силе крыла. Сущность теоремы заключается в том, что, если воздушный поток, имеющий плотность ρ_∞ , скорость V_∞ , обтекает цилиндрическое тело бесконечной длины (крыло бесконечного размаха) и циркуляция скорости по контуру равна Γ , то на участок крыла единичного размаха действует подъемная сила Y_a , перпендикулярная вектору скорости невозмущенного потока V_∞ и равная произведению циркуляции Γ на плотность ρ_∞ , скорость потока V_∞ и размах участка крыла l :

$$Y_a = \rho_\infty V_\infty \Gamma l. \quad (2.27)$$

Крыло бесконечного размаха можно уподобить вращающемуся цилиндру, так как при обтекании крыла воздушным потоком вследствие

деформации струек скорость обтекания верхней поверхности выше, чем скорость обтекания нижней. В результате в воздушном потоке создается поле скоростей, имеющее такую же циркуляцию по любому контуру, охватывающему крыло, как и при заменяющем его вращающемся цилиндре или вихре. Бесконечный вихрь, названный Н. Е. Жуковским *присоединенным*, является простейшей моделью крыла бесконечного размаха. Несмотря на кажущуюся простоту, теорема Н. Е. Жуковского о подъемной силе явилась итогом упорных экспериментальных и теоретических исследований.

Таким образом, аэродинамическая подъемная сила Y_a крыла является результатом разности давлений на нижней и верхней поверхностях крыла, возникающих при его обтекании воздушным потоком. Очевидно, подъемная сила, рассчитанная по теореме Н. Е. Жуковского для участка l крыла бесконечного размаха, и подъемная сила крыла конечного размаха l (без учета перетекания воздушного потока через концы крыла) должны быть равны. На основании зависимостей (2.18) и (2.19) можно записать

$$\rho_\infty V_\infty \Gamma l = c_{ya} \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S. \quad (2.28)$$

Выражение (2.28) называется *уравнением связи*. На основании этого уравнения можно получить формулу для расчета циркуляции скорости по замкнутому контуру:

$$\Gamma = \frac{c_{ya} V_\infty S}{2l}. \quad (2.29)$$

устанавливающую связь между циркуляцией скорости и коэффициентом подъемной силы. Циркуляция Γ равна интенсивности вихря, пронизывающего замкнутый контур. Если для заданного угла атаки известен коэффициент подъемной силы c_{ya} , скорость невозмущенного потока V_∞ , площадь крыла S и его размах l , можно получить значение циркуляции скорости без учета перетекания потока через концевые части крыла. Уравнение (2.29) справедливо также для любого участка l крыла в предположении, что он обтекает плоскопараллельным потоком, как и участок крыла бесконечного размаха. Вихревая теория образования подъемной силы крыла, разработанная Н. Е. Жуковским, не единственная. Она получила широкое распространение в мировой науке.

Сила лобового сопротивления. Проекцию аэродинамической силы R_A на ось Ox_a скоростной системы координат крыла бесконечного размаха или крыла размаха l без учета перетекания воздуха через концы крыла при угле атаки нулевой подъемной силы называют *профильным сопротивлением* X_0 . Оно складывается из сил сопротивления трения X_f и сопротивления давления X_p . При малых скоростях обтека-

ния ($M_\infty < 0,4$) сила лобового сопротивления участка крыла бесконечного размаха

$$X_a = X_0 = X_f + X_p \quad (2.30)$$

или

$$c_{x_a} q_\infty S = c_{x_0} q_\infty S = c_{x_f} q_\infty S + c_{x_p} \rho_\infty S. \quad (2.31)$$

Поделив левую и правую части уравнения (2.31) на произведение $q_\infty S$, получим соотношение, устанавливающее связь между безразмерными коэффициентами аэродинамических сил:

$$c_{x_a} = c_{x_0} = c_{x_f} + c_{x_p}, \quad (2.32)$$

где c_{x_0} , c_{x_f} , c_{x_p} — соответственно коэффициенты профильного сопротивления крыла, сил трения и давления.

Сопротивление трения является результатом вязкости воздуха в пограничном слое. Для уменьшения сопротивления трения добиваются ламинарного обтекания путем применения ламинарных профилей. Максимальная толщина ламинарных профилей находится на расстоянии 40—60 % хорды, что обеспечивает смещение точки перехода ламинарного слоя в турбулентный к задней кромке профиля и уменьшение сопротивления трения (рис. 2.13). Важное средство снижения сопротивления трения — повышение чистоты обработки поверхности. Наличие вмятин, царапин, забоин, загрязнений, особенно в носовой части крыла, где пограничный слой ламинарный, приводит к перемещению точки перехода ламинарного пограничного слоя вперед, к более ранней и интенсивной турбулизации воздушного потока, к увеличению сопротивления трения. В условиях безотрывного обтекания на долю сопротивления трения приходится 80—85 % профильного сопротивления.

Сопротивление давления возникает из-за разности давлений, распределенных по поверхности крыла. Рассмотрим распределение давлений по поверхности профиля крыла (рис. 2.14). Спроектируем векторы коэффициентов давлений на направление вектора V_∞ . Одна часть

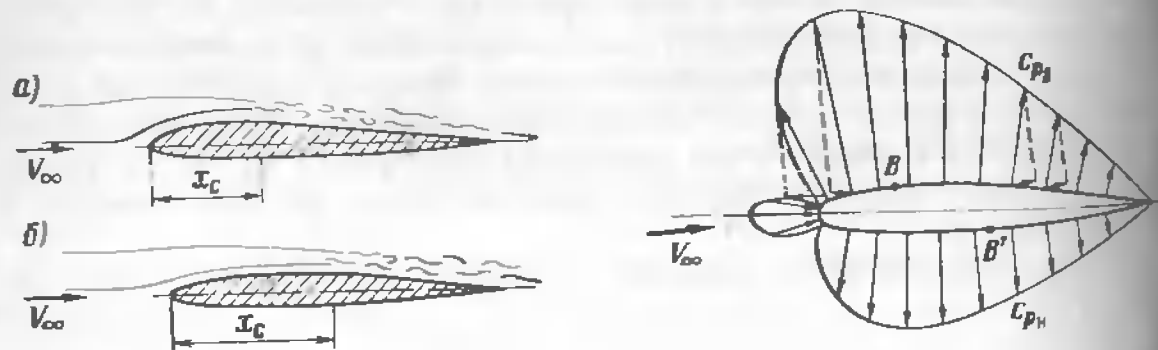


Рис. 2.13. Положение точки перехода на обычном (а) и ламинарном (б) профилях крыла, имеющих одинаковую относительную толщину

Рис. 2.14. Векторная диаграмма распределения коэффициента давления на профиле крыла

векторов сил давления, расположенная впереди точек B и B' , «тянет» профиль вперед, а другая, расположенная позади, назад. С увеличением угла атаки суммарный вектор сил, тянущих профиль назад, увеличивается.

Разность давлений на нижнем и верхнем контурах профиля зависит от геометрических характеристик профиля. Чем больше относительные толщина s и кривизна \bar{f} , тем больше разность давлений и сопротивление давления. Сопротивление давления при малых числах M_∞ имеет вихревую природу. Профили крыла имеют небольшие относительные толщины и плавные обводы, поэтому энергетические затраты на вихреобразование при их бесрывном обтекании невелики.

Коэффициент c_{x_a} в основном зависит от коэффициента c_{x_p} , который растет с увеличением угла атаки. Особенно интенсивно растет коэффициент c_{x_p} с началом отрыва пограничного слоя. При этом он может в несколько раз превосходить коэффициент c_{x_f} .

Аэродинамический момент крыла. Момент полной аэродинамической силы крыла \vec{R}_A относительно начала связанной системы координат называется *аэродинамическим моментом* крыла. Для определения аэродинамического момента крыла начало связанной системы координат выбирается либо в точке пересечения корневой хорды крыла b_0 с передней кромкой, либо в центре масс крыла, либо в носке средней аэродинамической хорды, спроецированной на плоскость симметрии крыла (рис. 2.15). Для прямоугольного крыла b_0 и b_A совпадают.

Аэродинамический момент крыла, как и любой другой аэродинамический момент, выражается общей формулой, полученной на основании теории подобия:

$$M = m \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} Sl = m q_\infty Sl, \quad (2.33)$$

где m — безразмерный коэффициент аэродинамического момента крыла; S — характерная площадь (площадь крыла); l — характерный линейный размер (размах крыла или длина средней аэродинамической хорды крыла b_A).

Коэффициент аэродинамического момента — безразмерная величина, равная отношению аэродинамического момента M к произведению скорости напора q на характерный линейный размер l и на характерную площадь крыла S :

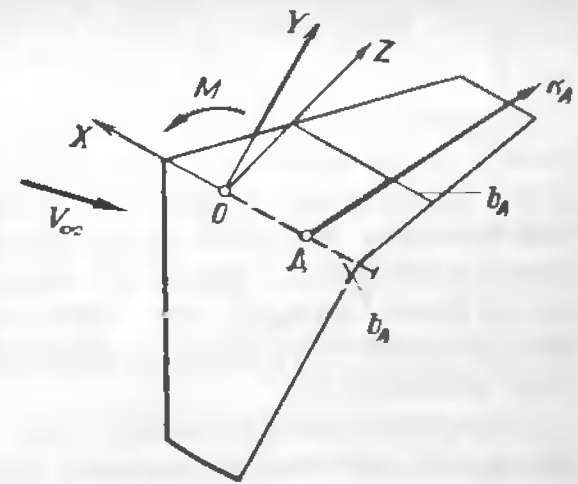


Рис. 2.15. Аэродинамический момент M полной аэродинамической силы R_A относительно начала связанной системы координат

$$m = \frac{M}{q_{\infty} S l} \quad (2.34)$$

Коэффициент аэродинамического момента конкретного крыла не зависит от скорости воздушного потока, а зависит только от углов атаки α , скольжения β при постоянных значениях чисел M_{∞} и Re . Для практических расчетов используют не аэродинамический момент относительно начала связанной системы координат, а его составляющие относительно каждой оси. При отсутствии скольжения составляющие аэродинамического момента относительно осей OX и OY связанной системы равны нулю.

Аэродинамический момент M_z , действующий относительно оси OZ связанной системы координат, называется *аэродинамическим моментом тангажа*:

$$M_z = m_z \frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2} S b_A \quad (2.35)$$

где m_z — коэффициент аэродинамического момента тангажа; b_A — длина средней аэродинамической хорды крыла, S — площадь крыла.

Значение и направление аэродинамического момента тангажа зависят от формы и размеров тела, скорости полета, плотности воздушной среды, угла атаки.

Связь коэффициентов аэродинамических сил и моментов с коэффициентами давления. Рассмотрим отрезок крыла бесконечного размаха длиной l в неподвижной прямоугольной системе координат, начало O которой расположено в носке профиля, полученного сечением крыла плоскостью нормальной к передней кромке. Ось OX совпадает с хордой профиля и направлена от носка к хвосту. Ось OY лежит в плоскости сечения и направлена вверх (рис. 2.16). Выделим участок профиля dx . На элементарную площадку lds , где s — длина дуги элемента профиля на верхней поверхности крыла, действует сила давления $p_B l ds$. Проекция этой силы на ось OY равна $p_B \cos \beta' l ds$, где β' — угол между осью OY и направлением нормали к площадке. Так как $ds \cos \beta' = dx$, то проекцию элементарной силы давления, действующей на верхнюю площадку вдоль оси OY , можно записать как произведение $p_B l dx$.

Аналогично можно получить элементарную силу давления вдоль оси OY , действующую на площадку, соответствующую элементу профиля dx на нижней поверхности крыла. Разность сил давления между нижней и верхней площадками крыла даст элементарную нормальную силу давления

$$dY_p = l (p_H - p_B) dx \quad (2.36)$$

Аналогично находят продольную элементарную силу давления, действующую на элемент крыла dx в направлении оси OX :

$$dX_p = l (p_H - p_{xB}) dy \quad (2.37)$$

где p_H и p_{xB} — давление на элементарных площадках на переднем и хвостовом контурах профиля.

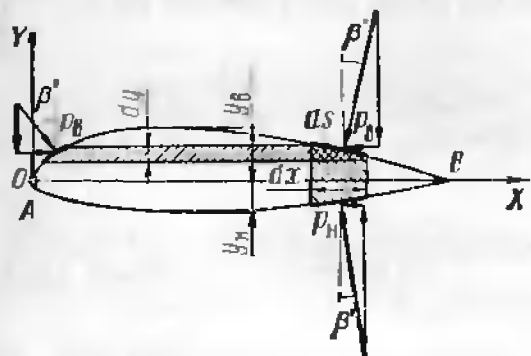


Рис. 2.16. Силы давления, действующие на элемент поверхности отрезка крыла бесконечного размаха

Проинтегрировав выражения (2.36) и (2.37), получим формулы для нормальной и продольной сил давления крыла без учета сил трения:

$$Y_p = l \int_A^B (p_H - p_B) dx \quad (2.38)$$

$$X_p = l \int_{y_H}^{y_B} (p_H - p_{xB}) dy \quad (2.39)$$

Продольная сила давления крыла — разность давлений, действующих на переднюю и хвостовую часть крыла. Нормальная сила давления создает момент тангажа

$$M_{zP} = -l \int_A^B (p_H - p_B) x dy \quad (2.40)$$

Момент тангажа от продольной силы давления, как правило, пренебрежимо мал. В выражениях (2.38)–(2.40) можно перейти от сил и момента к их коэффициентам:

$$c_{Yp} = \int_0^1 (c_{pH} - c_{pB}) d\bar{x};$$

$$c_{Xp} = \int_{y_H}^{y_B} (c_{pH} - c_{p_{xB}}) d\bar{y}; \quad (2.41)$$

$$m_{zP} = -\int_0^1 (c_{pH} - c_{pB}) d\bar{x},$$

где $x = \bar{x}/b$; $y = \bar{y}/b$.

Переход от коэффициентов аэродинамических сил в связанной системе координат к соответствующим коэффициентам в скоростной системе координат осуществляется в соответствии с соотношениями (2.26).

Для углов атаки, на которых обычно выполняется полет, коэффициент аэродинамической подъемной силы

$$c_{y_a} = \int_0^1 (c_{pH} - c_{pB}) dx \quad (2.42)$$

Можно доказать, что площадь σ , заключенная между кривыми распределения коэффициента давления по верхнему и нижнему контурам профиля крыла (на рис. 2.8 и 2.9 эта площадь заштрихована), в определенном масштабе пропорциональна коэффициенту аэродинамической нормальной силы c_y , который для летных углов атаки принимается равным коэффициенту аэродинамической подъемной силы.

2.4. Особенности обтекания крыла конечного размаха

Трансформация воздушного потока. Рассмотрим крыло конечного размаха, обтекаемое потоком воздуха при постоянной скорости V_{∞} и угле атаки $\alpha > \alpha_0$. Разность давлений под крылом и над крылом приводит к образованию не только подъемной силы крыла, но и к появле-

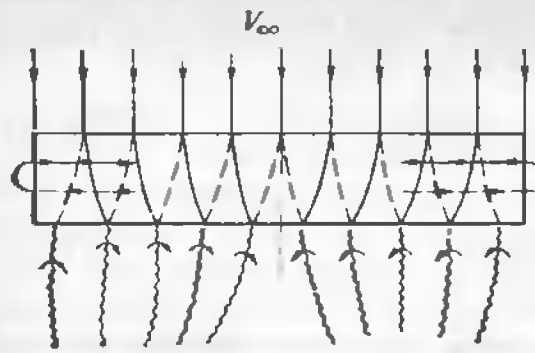


Рис. 2.17. Образование вихревой пелены за прямоугольным крылом конечного размаха

систему свободных вихрей, имеющих общую тенденцию движения к концам крыла и вниз. На некотором расстоянии за крылом, как показывают расчеты и экспериментальные исследования, вихревая пелена свертывается в два вихревых концевых шнура (рис. 2.18).

Таким образом, основной особенностью обтекания крыла конечного размаха воздушным потоком при углах атаки $\alpha > \alpha_0$ является образование системы свободных вихрей, стекающих с крыла. Система свободных вихрей индуцирует в воздушной среде поле скоростей V_{y_a} направленных по нормали к вектору скорости набегающего невозмущенного потока V_∞ . Величина V_{y_a} изменяется по размаху крыла и хордам, увеличиваясь к концевым частям и задней кромке крыла (рис. 2.19).

Наличие составляющих скорости V_{y_a} приводит к тому, что каждая частица воздуха искривляет свою траекторию вниз. Воздушный по-

нию течений, направленных вдоль размаха крыла из зоны более высокого давления (под крылом) в зону низкого давления (над крылом), рис. 2.17. Под влиянием разности давлений струйки воздуха под крылом искривляются к концам крыла (штриховые линии), а над крылом — к средней части (сплошные линии). Стекающие с верхней и нижней поверхностей крыла воздушные потоки взаимодействуют, образуя за крылом вихревую пелену, представляющую собой

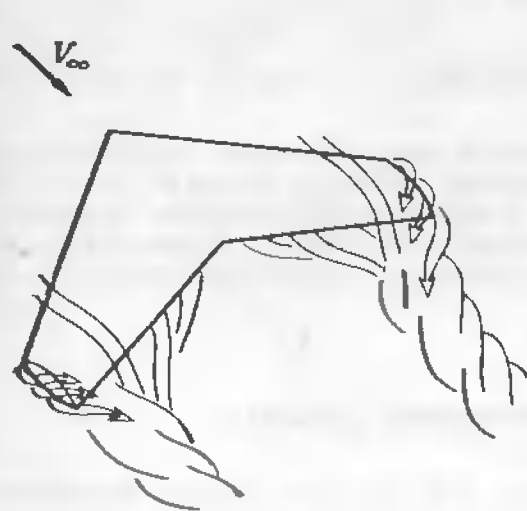


Рис. 2.18. Трансформация вихревой пелены в концевые вихревые жгуты

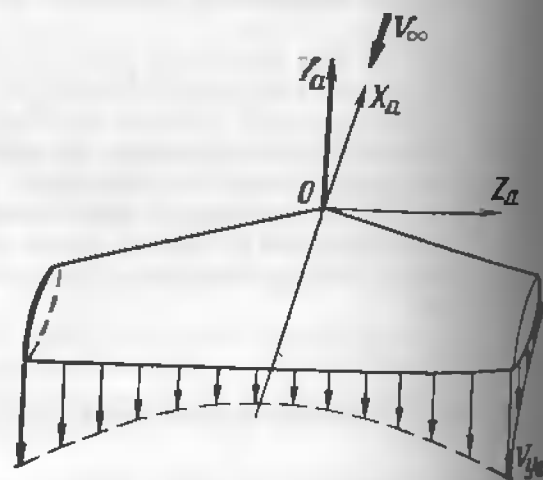


Рис. 2.19. Распределение составляющих скорости V_{y_a} по размаху и хорде крыла

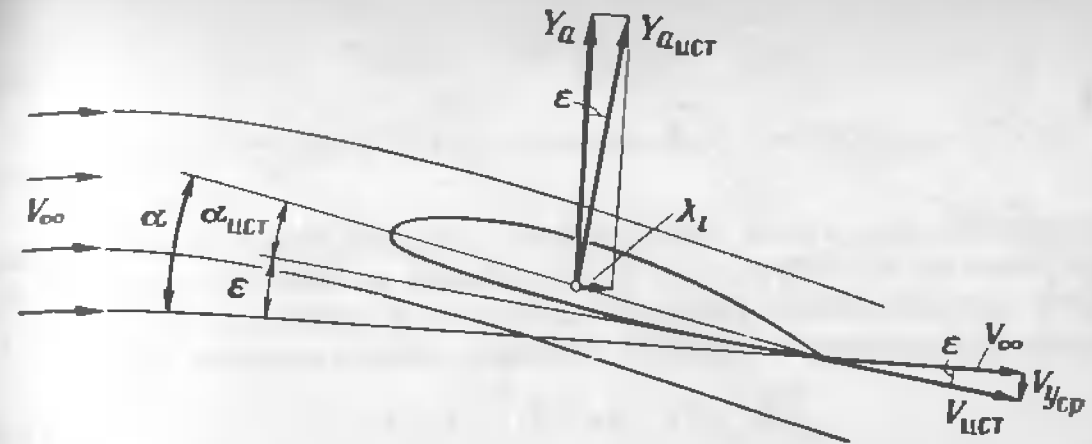


Рис. 2.20. Развитие скоса воздушного потока за крылом и индуктивное сопротивление

ток за крылом в целом отклоняется вниз, становится повернутым (скошенным) на некоторый угол относительно невозмущенного потока.

Индуктивное сопротивление. Обозначим через $V_{ср}$ среднее значение составляющих скорости, нормальных к скорости невозмущенного потока (рис. 2.20). Геометрическое сложение векторов $V_{ср}$ и V_∞ дает вектор истинной скорости $V_{ист}$ потока за крылом. Вектор истинной скорости потока оказывается отклоненным вниз на некоторый угол ϵ , называемый *углом скоса потока*.

Истинный угол атаки крыла $\alpha_{ист}$, измеряемый между хордой и фактическим направлением воздушного потока, имеющего скорость $V_{ист}$, будет меньше геометрического угла атаки α на угол скоса потока ϵ

$$\alpha_{ист} = \alpha - \epsilon \quad (2.43)$$

Углу атаки α будет соответствовать истинное значение подъемной силы $Y_{a_{ист}}$, действующей по нормали к истинному направлению воздушного потока $V_{ист}$. Проекция X_i истинной подъемной силы $Y_{a_{ист}}$ на ось OX_a , связанную с вектором скорости невозмущенного потока V_∞ , направлена против вектора скорости, препятствует движению и называется *индуктивным сопротивлением*. Индуктивное сопротивление, как видно из треугольника сил.

$$X_i = Y_a \operatorname{tg} \epsilon. \quad (2.44)$$

Отсюда следует, что чем больше подъемная сила Y_a и угол скоса потока ϵ , тем больше индуктивное сопротивление. С энергетической точки зрения индуктивное сопротивление является результатом затрат энергии на образование системы вихрей, ведущее место в которой занимают концевые вихревые жгуты. Индуктивное сопротивление для заданного угла атаки

$$X_i = c_{xi} \frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2} S = c_{xi} q_{\infty} S, \quad (2.45)$$

где c_{xi} — коэффициент аэродинамической силы индуктивного сопротивления.

Естественно, что, кроме индуктивного сопротивления на крыле конечного размаха при обтекании несжимаемым воздушным потоком, действуют рассмотренные ранее силы трения и давления. Поэтому суммарная аэродинамическая сила лобового сопротивления крыла

$$X_a = X_f + X_p + X_i = X_0 + X_i, \quad (2.46)$$

Поделив левую и правую части уравнения (2.46) на произведение $q_{\infty} S$, получим соотношение, устанавливающее связь между безразмерными коэффициентами аэродинамических сил,

$$c_{x_a} = c_{x_f} + c_{x_p} = c_{x_i} = c_{x_0} + c_{x_i}, \quad (2.47)$$

где c_{x_0} — коэффициент профильного сопротивления или коэффициент формы крыла.

В практике самолетостроения разработана система конструктивных мер, направленных на уменьшение индуктивного сопротивления. Главной из них является применение различного типа концовых аэродинамических поверхностей (рис. 2.21), располагаемых в концевой части крыла и предназначенных для уменьшения перетекания воздушных масс с нижней поверхности крыла на верхнюю и снижения потерь энергии на образование вихревых жгутов. Важнейший способ уменьшения потерь на индуктивное сопротивление — применение крыльев большого удлинения.

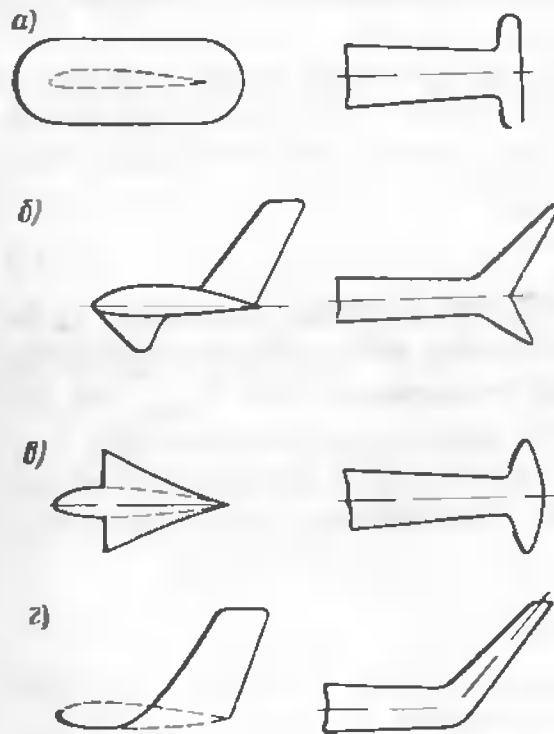


Рис. 2.21. Формы концевых поверхностей крыла:

а — концевая шайба; б — сложный отгиб концевой части крыла; в — крылышко; г — отгиб концевой части крыла вверх

Вихревые модели крыла. Теория крыла конечного размаха базируется на вихревой модели крыла, предложенной Н. Е. Жуковским. Обоснование и выбор вихревой модели крыла имеют как теоретическое, так и прикладное значение и занимают одно из центральных мест в теоретической аэродинамике. Так как крыло бесконечного размаха при обтекании потоком воздуха не создает свободных вихрей, то его моделью является бесконечный присоединенный вихрь.

Крыло конечного размаха создает систему свободных вихрей, которая приводит к значительному усложнению

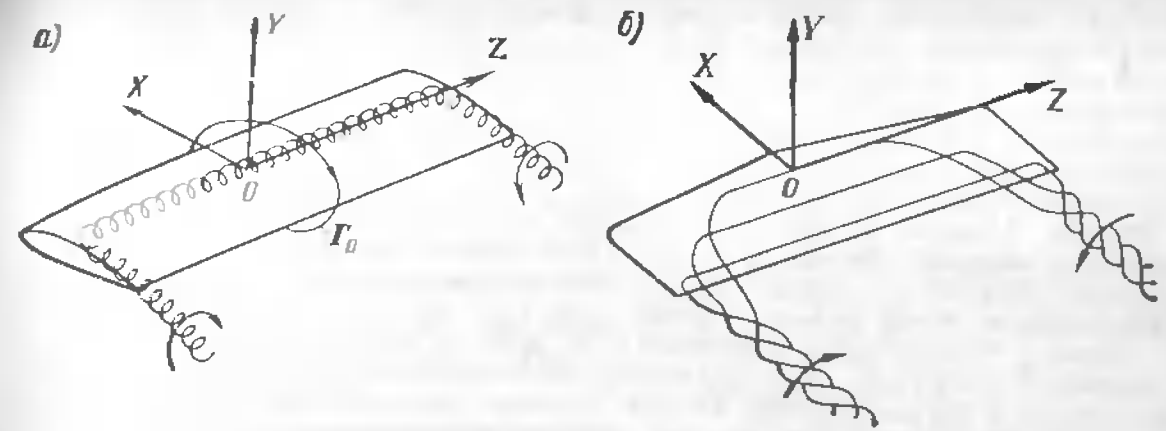


Рис. 2.22. Вихревые модели крыла: а — П-образная модель; б — модель реального крыла

вихревой модели. Наиболее простая аэродинамическая модель крыла конечного размаха — П-образная аэродинамическая модель, представляющая собой прямой присоединенный вихрь, замыкающийся двумя свободными (концевыми) вихрями, сбегающими с концевых кромок крыла (рис. 2.22, а). Такая модель имеет ограниченное применение и используется в приближенных расчетах.

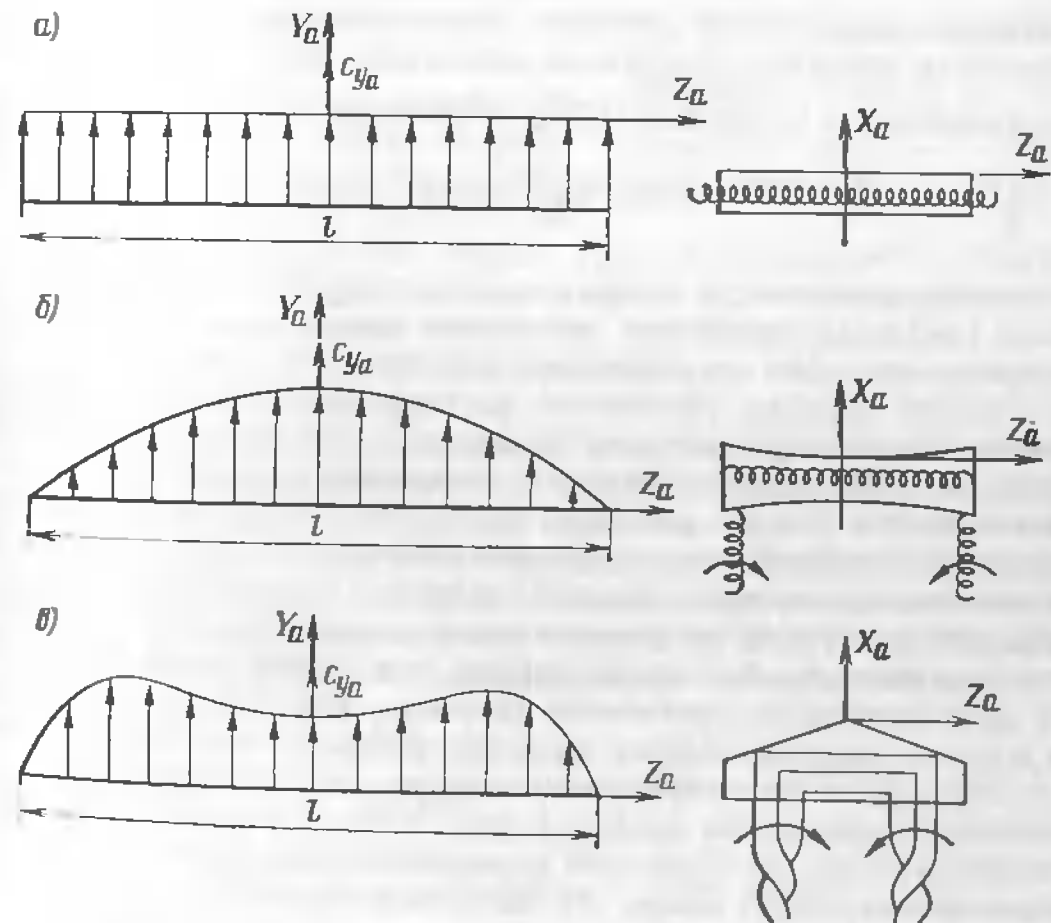


Рис. 2.23. Распределение несущей нагрузки на отрезке l крыла бесконечного размаха (а), на крыле размаха l с постоянной циркуляцией (б) и на реальном крыле размаха l с переменной циркуляцией (в)

так как справедлива только для крыла определенной, далекой от реальной формы, обладающего постоянной циркуляцией. Вихревая модель реального крыла состоит из множества элементарных П-образных вихрей (рис. 2.22, б). Элементарные присоединенные вихри образуют присоединенный вихрь переменной циркуляции, а элементарные свободные вихри — вихревую пелену, сворачивающуюся на некотором расстоянии от крыла в два концевых вихревых жгута. Картины распределения несущей нагрузки по размаху крыла конечного размаха l и участка l крыла бесконечного размаха, построенные на основании принятых вихревых моделей, приведены на рис. 2.23. Участок крыла l бесконечного размаха не образует свободных вихрей, поэтому распределение несущей нагрузки равномерно по всему размаху участка (рис. 2.23, а).

Крыло с постоянной циркуляцией (рис. 2.23, б) имеет распределение аэродинамической нагрузки, обусловленное взаимодействием прямого присоединенного вихря и двух свободных вихрей. Крылья, имеющие такие формы в плане, в практике не применяются, так как не имеют аэродинамических преимуществ по сравнению с другими, не удовлетворяют требованиям равнопрочности конструкции и имеют большую массу. Реальное крыло любого сужения при такой же площади имеет большие, чем у крыла постоянной циркуляции, хорды в средней части и меньшие по концам (рис. 2.23, в).

2.5. Особенности обтекания профиля и крыла дозвуковым и околозвуковым воздушным потоком

Обтекание дозвуковым потоком. В несжимаемом воздушном потоке плотность воздуха сохраняется постоянной ($\rho = \rho_\infty$). В соответствии с уравнением Бернулли (1.22) скоростной напор $\frac{\rho_\infty V^2}{2}$ и сумма $p + \frac{\rho_\infty V^2}{2}$ в любом сечении струйки зависят только от местной скорости V .

Влияние сжимаемости воздуха начинает заметно проявляться при $M_\infty > 0,4 \div 0,5$. В сжимаемом воздушном потоке изменение поперечного сечения струйки сопровождается изменением плотности воздуха. При сужении струйки увеличение местной скорости течения сопровождается снижением местного давления и уменьшением плотности воздуха, при расширении струйки — повышением местного давления и плотности. Так как массовый секундный расход воздуха в струйке остается постоянным, то уменьшение плотности воздуха компенсируется увеличением местной скорости течения. Причем местные скорости течения растут не пропорционально увеличению M_∞ , а быстрее. Разгон воздуха в струйке происходит за счет работы сил давления, поэтому дополнительное увеличение скорости, обусловленное расширением воздуха, сопровождается падением местного статического давления p . Это хорошо иллюстрируется векторными и координатными диаграммами распределения давления (рис. 2.24). Влияние сжимаемости сказывается в том, что в области положительных значений коэффициента давления c_p будут выше, а в области отрицательных значений — ниже, чем в несжимаемом потоке. В результате абсолютные значения коэффициента давления увеличиваются, что приводит к увеличению разности давлений между нижней и верхней поверхностями, т.е. к уве-

личению подъемной силы крыла Y_a и силы лобового сопротивления X_a . Увеличение разности давлений в передней части крыла больше, чем в хвостовой, что свидетельствует не только об изменении результирующего давления, но и о его перераспределении вдоль хорды. При $M_\infty < M_*$ влиянием перераспределения давления обычно пренебрегают.

Обтекания околозвуковым потоком. При приближении потока к крылу струйки сужаются. При этом скорость течения вдоль профиля увеличивается, достигая наибольшего значения V_{max} в наиболее узком сечении струйки (рис. 2.25, а). При некотором значении скорости невозмущенного потока V_∞ , которой соответствует число $M_\infty < 1$, местные скорости течения струйки могут достигнуть скорости звука. Скорость невозмущенного потока, при которой местная скорость течения струйки достигает местной скорости звука $V_\infty = a$, называется *критической*, а соответствующее этой скорости число M_* — *критическим*. Критическое число M_* профиля зависит от его геометрических характеристик и угла атаки. Чем больше относительная толщина профиля крыла и угол атаки, тем меньше M_* .

Если скорость невозмущенного воздушного потока больше критической ($M_\infty > M_*$), то в минимальном сечении струйки скорость течения достигнет значения местной скорости звука, а за минимальным сечением струйка, расширяясь подобно соплу Лаваля, выйдет на сверхзвуковой режим. Часть энергии давления, которая в постоянно сужающейся струйке на носовой части крыла не может преобразоваться в кинетическую, будет преобразовываться в расширяющейся части

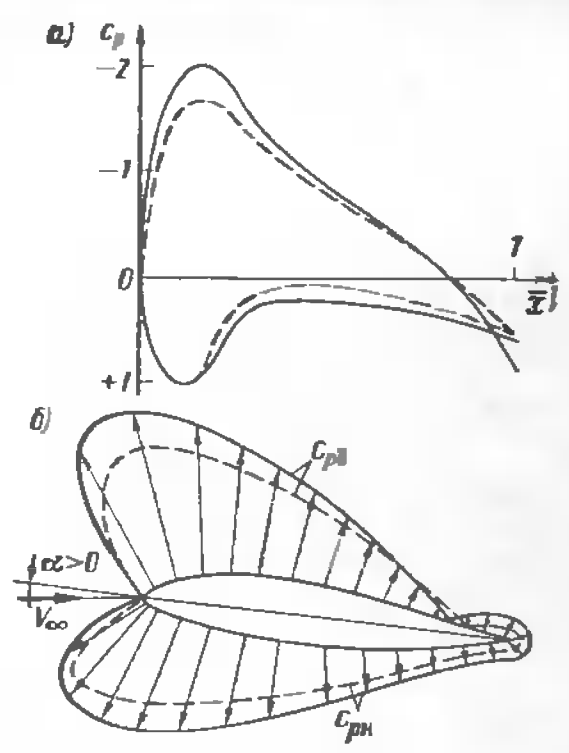


Рис. 2.24. Координатная (а) и векторная (б) диаграммы распределения коэффициента давления при обтекании профиля: — несжимаемый воздушный поток; — сжимаемый воздушный поток



Рис. 2.25. Деформация струйки (а) и границы местной сверхзвуковой зоны (б) при обтекании профиля крыла околозвуковым потоком

струи на хвостовой части крыла. При расширении струйки продолжается разгон воздуха и образуется сверхзвуковая зона (рис. 2.25.б). Границами сверхзвуковой зоны являются:

спереди сверху — поверхность, представленная линией АВ, на которой располагаются минимальные сечения элементарных струек. Эта поверхность — геометрическое место точек воздушного потока, соответствующих достижению скорости звука. В процессе плавного разгона потока за этой поверхностью скорость потока становится сверхзвуковой;

снизу — поверхность АС, расположенная в верхней части пограничного слоя, на которой скорость потока равна скорости звука.

сзади — поверхность ВС, представляющая собой фронт местного скачка уплотнения, которым обязательно замыкается сверхзвуковая зона. На этой поверхности происходит скачкообразный переход скорости течения от сверхзвуковой к дозвуковой.

Местный скачок уплотнения образуется аналогично головному скачку уплотнения, но роль препятствия для образования скачка уплотнения играет не передняя кромка крыла, а воздушная среда, движущаяся за крылом со скоростью невозмущенного потока $V < a$. При разгоне воздуха в расширяющейся части струйки до сверхзвуковой скорости растет разрежение, статическое давление и плотность воздуха в потоке падают, скорость распространения сверхзвуковых колебаний становится меньше, чем в зоне более высокого статического давления. Звуковые волны из зоны высокого давления за крылом распространяются со скоростью звука навстречу потоку и постепенно ослабевают. В точках, где скорость потока равна скорости звука, эти волны останавливаются (скорость их движения относительно поверхности крыла становится равной нулю), образуется фронт местного прямого скачка уплотнения ВС.

Как правило, перед прямым местным скачком уплотнения образуется слабый косой скачок уплотнения, за которым поток остается сверхзвуковым. Причина образования местного косого скачка уплотнения — тормозящее действие на поток прямого скачка уплотнения. Комбинацию прямого и косого скачков уплотнения называют λ -образным скачком уплотнения. При турбулентном пограничном слое возникает интенсивный прямой скачок уплотнения, интенсивность косого скачка пренебрежимо мала. На ламинарном пограничном слое образуется ярко выраженный косой скачок, интенсивность прямого скачка уплотнения понижена. В целом скачок уплотнения на крыле с турбулентным пограничным слоем оказывает большее сопротивление, чем λ -образный скачок на крыле с ламинарным пограничным слоем.

При значительной интенсивности местного прямого скачка уплотнения нижняя часть пограничного слоя, расположенного под скачком, затормаживается и утолщается. Давление в заторможенном потоке растет, распространяется против течения, заторможенные частицы воздуха накапливаются, отесняя струйки внешнего потока, происходит отрыв пограничного слоя. В зону отрыва устремляются частицы

воздуха из области более высокого давления, появляется обратное течение в пограничном слое, образуются вихри, которые уносятся воздушным потоком и рассеиваются в атмосфере. При этом кинетическая энергия преобразуется в тепловую. Процесс отрыва пограничного слоя под скачком уплотнения является нестационарным и называется *волновым срывом*.

Явление образования местных сверхзвуковых зон на крыле и возникновение скачков уплотнения, приводящее к волновому срыву воздушного потока и резкому изменению аэродинамических характеристик, называется *волновым кризисом*. Началом волнового кризиса является образование сверхзвуковой зоны и местных скачков уплотнения. Заканчивается волновой кризис перемещением скачков уплотнения на заднюю кромку крыла. Изменение числа M_∞ потока приводит к изменению распределения сверхзвуковых зон и скачков уплотнения (рис. 2.26). При M_∞ , незначительно превышающем M_* , сверхзвуковая зона невелика, местный скачок уплотнения имеет небольшую интенсивность, волновой срыв потока отсутствует.

С увеличением числа M_∞ полета сверхзвуковая зона расширяется, на задней кромке крыла воздух разгоняется до все больших сверхзвуковых значений, интенсивность местного скачка уплотнения на верхней поверхности крыла растет, наблюдается смещение скачка уплотнения к задней кромке, волновой срыв потока под скачком расширяется. Дальнейшее увеличение числа M_∞ приводит к образованию скачка уплотнения на нижней поверхности крыла. Этот скачок уплотнения занимает, как правило, более заднее положение по сравнению со скачком уплотнения на верхней поверхности.

Увеличение скорости невозмущенного потока до значения, соответствующего $M_\infty = 1$, приводит к начальному формированию головного скачка уплотнения, местные скачки уплотнения на верхней и нижней поверхностях смещаются на заднюю кромку, образуя хвостовые скачки уплотнения. При $M_\infty > 1$ головной скачок приближается теоретически из бесконечности к носу крыла.

При закругленной передней кромке образуется головной отсоединенный скачок уплотнения, имеющий прямой фронт и постепенно переходящий в косой скачок уплотнения. Скорость за таким скачком уплотнения не может превышать скорость звука. Если крыло имеет острую переднюю кромку, то образуются присоединенные скачки уплотнения, за которыми скорость течения может остаться сверхзвуковой. Режим

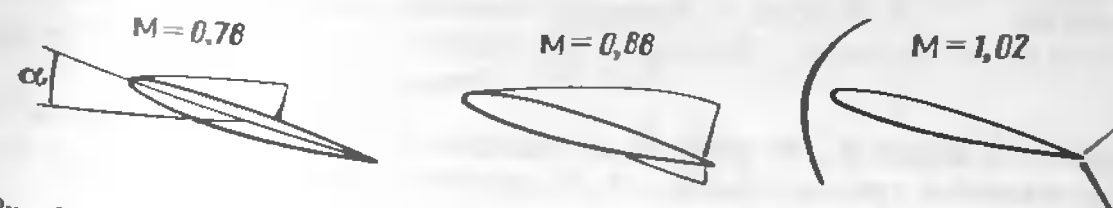


Рис. 2.26 Развитие сверхзвуковых зон и скачков уплотнения при изменении числа M полета и постоянном угле атаки

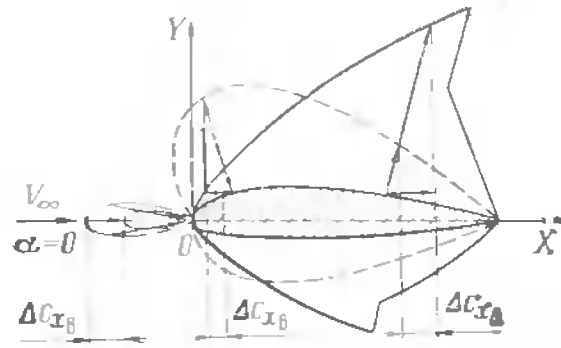


Рис. 2.27. Перераспределение давления по профилю крыла при обтекании с околозвуковой скоростью ($M_\infty < M_* \leq 1$)

На основании качественного анализа распределения коэффициента давления по профилю крыла при околозвуковых числах M_∞ (рис. 2.27) можно сделать следующие выводы:

при увеличении числа M_∞ сверх M_* подъемная сила Y_a продолжает расти;

происходит перераспределение давления вдоль хорды, центр давления смещается назад, растет аэродинамический момент тавгажа M_x (вследствие смещения центра давления назад и роста подъемной силы);

при закритических скоростях доля составляющих коэффициентов давления, «тянущих» крыло назад, больше составляющих, «тянущих» крыло вперед.

Волновое сопротивление. Появление местных сверхзвуковых зон и скачков уплотнения, волновой срыв и вихреобразование, а также процесс образования системы свободных вихрей, стекающих с крыла, и схода потока обуславливает дополнительное сопротивление, называемое *волновым*. Волновое сопротивление крыла

$$X_B = X_{0B} + X_{iB}, \quad (2.48)$$

где X_{0B} — волновое сопротивление, не зависящее от подъемной силы в диапазоне летных углов атаки и принимаемое равным волновому сопротивлению при нулевой подъемной силе (когда $\alpha = \alpha_0$); X_{iB} — индуктивно-волновое сопротивление, возникающее при появлении подъемной силы на углах атаки $\alpha > \alpha_0$. Для крыла конечного размаха аэродинамическая сила лобового сопротивления

$$X_0 = X_f + X_{0B}, \quad (2.49)$$

Первое слагаемое X_0 не зависит от подъемной силы и складывается из сопротивления трения крыла в пограничном слое X_f и волнового сопротивления при нулевой подъемной силе:

$$X_0 = X_f + X_{0B}. \quad (2.50)$$

обтекания, при котором в потоке на поверхности крыла имеются дозвуковые и сверхзвуковые зоны течения, называется *смешанным*. Он реализуется при любом околозвуковом числе $M_* \leq M_\infty < 1$.

В носовой части крыла скорость обтекания дозвуковая, а при расширении струек на заднем скате крыла скорость потока становится сверхзвуковой. Дальнейшее увеличение числа M_∞ приводит к постепенному сокращению зоны дозвукового обтекания в носовой части.

Аэродинамическая сила сопротивления трения X_f практически не зависит от числа M_∞ в дозвуковом и околозвуковом режимах обтекания. Второе слагаемое X_{iB} есть *индуктивно-волновое* сопротивление. При одних и тех же углах атаки его значение больше индуктивного сопротивления в условиях дозвукового обтекания X_i на величину ΔX_{iB} :

$$X_{iB} = X_i + \Delta X_{iB}. \quad (2.51)$$

На основании (2.49) и (2.50) сила лобового сопротивления крыла конечного размаха при околозвуковых скоростях

$$X_a = X_f + X_{0B} + X_{iB}. \quad (2.52)$$

Поделив правую и левую части уравнения (2.52) на скоростью напор невозмущенного потока, получим соотношение между коэффициентами аэродинамических сил

$$c_{x_a} = c_{x_f} + c_{x_{0B}} + c_{x_{iB}}. \quad (2.53)$$

Величина c_{x_a} и ее составляющие могут быть приближенно рассчитаны по эмпирическим зависимостям [4], но практически определяются экспериментально.

2.6. Особенности обтекания стреловидного крыла и крыла малого удлинения

Обтекание стреловидного крыла. В современной транспортной авиации наиболее широкое применение нашли трапециевидные крылья: прямые и стреловидные. Трапециевидные крылья считаются прямыми, если угол стреловидности по передней кромке $\chi_0 = 5 \dots 15^\circ$. К стреловидным относятся трапециевидные крылья, угол стреловидности которых по передней кромке превышает 15° .

Обтекание полукрыльев стреловидного крыла можно в первом приближении сравнить с обтеканием крыла бесконечного размаха воздушным потоком, набегающим под углом скольжения $\beta = \chi_0$ (рис. 2.28). Вектор скорости невозмущенного потока V_∞ разложим на две составляющие: нормальную к передней кромке крыла V_n и тангенциальную (в направлении по касательной к передней кромке) V_τ : $V_\infty = V_n + V_\tau$. Нормальная составляющая скорости $V_n = V_\infty \cos \beta = V_\infty \cos \chi_0$ обтекает профиль с хордой $b_n = b \cos \beta$. Вектор скорости невозмущенного потока обтекает профиль с хордой b .

Геометрические характеристики профилей различны и находятся в определенном соотношении:

$$\bar{c}_n = \frac{c}{\cos \chi_0}; \quad \bar{f}_n = \frac{f}{\cos \chi_0}, \quad (2.54)$$

где \bar{c} и \bar{f} — относительные толщина и кривизна профиля крыла в направлении вектора скорости V_∞ .

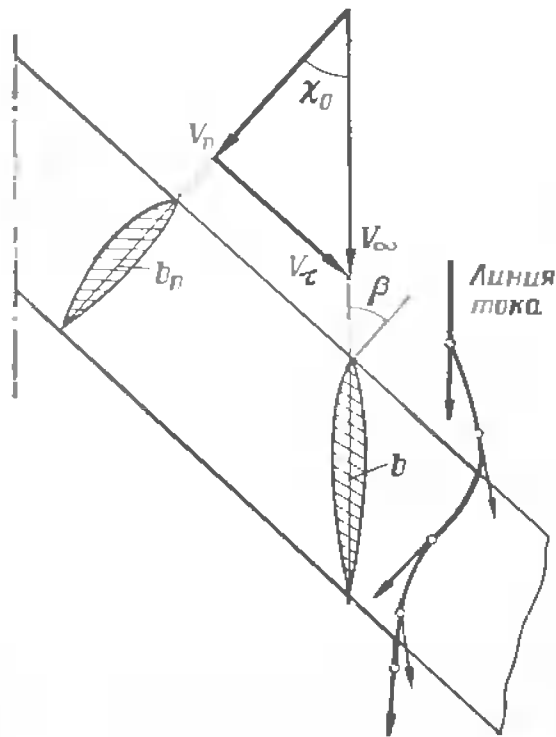


Рис. 2.28. Обтекание крыла бесконечного размаха воздушным потоком, набегающим под углом скольжения β (скользящее крыло)

Различие геометрических характеристик профилей и скоростей V_∞ , V_n и V_τ приводит к различному распределению сил трения и давления. Тангенциальная составляющая скорости $V_\tau = V_\infty \sin \chi_0 = V_\infty \sin \beta$ вызывает образование поверхностных сил трения и не влияет на распределение давления по профилям. Нормальная составляющая вектора скорости определяет как поверхностные силы трения, так и распределение давления по сечению крыла, которое будет в $\cos \beta$ раз меньше, чем в невозмущенном потоке. Наличие нормальной и тангенциальной составляющих скорости, кривизна поверхности крыла приводят к искривлению линий тока и изменению местных углов скольжения вдоль линий тока. Совокупность указанных явлений принято называть *эффектом скольжения* крыла бесконечного размаха.

У стреловидного крыла эффект скольжения проявляется не в полной мере. На стреловидном крыле достаточного удлинения условно можно выделить три зоны (рис. 2.29, а). В зоне I проявляется взаимное влияние левого и правого полукрыльев, что приводит к сжиманию

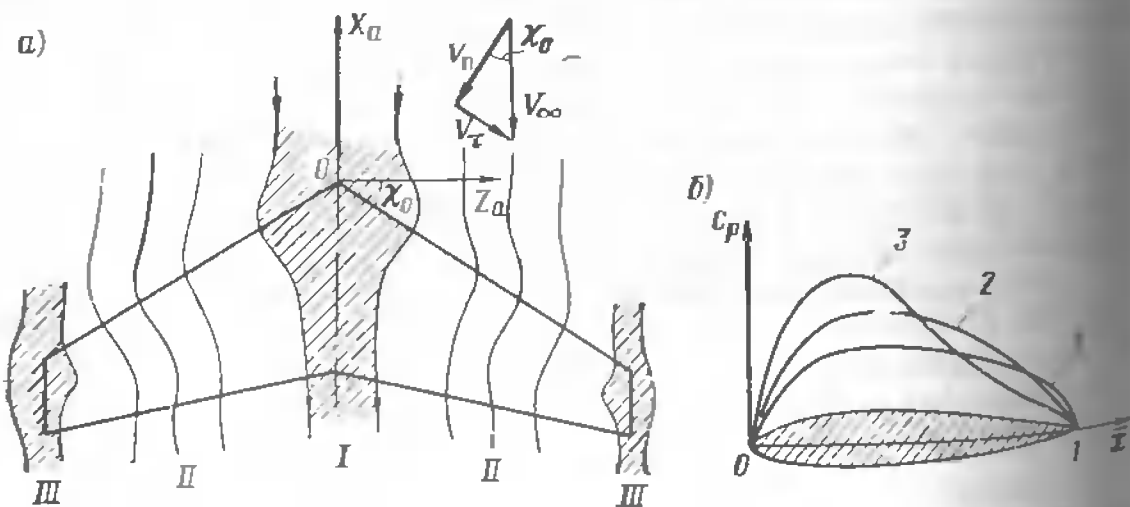


Рис. 2.29. Обтекание стреловидного крыла воздушным потоком (а) и распределение коэффициента давления по сечениям, параллельным плоскости симметрии: 1 — центральная часть крыла; 2 — средняя часть полукрыла; 3 — концевые сечения

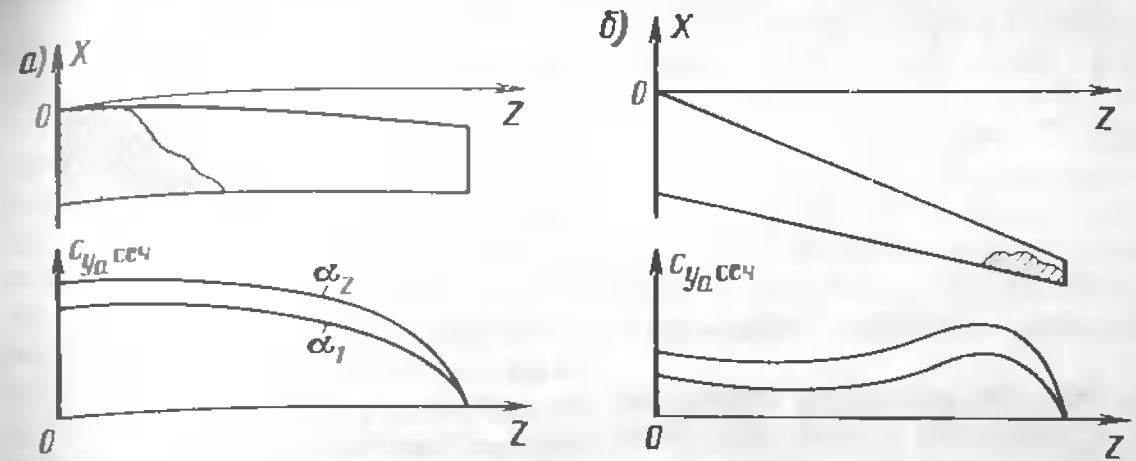


Рис. 2.30. Распределение аэродинамической нагрузки по сечениям прямого трапециевидного крыла с малым углом стреловидности (а) и стреловидного крыла (б) при $\alpha_2 > \alpha_1$

нию воздушного потока. Это явление называется *кориевым* или *срединным эффектом*. Перетекание воздуха с нижней поверхности крыла на верхнюю в области концов крыла (зона III) также искажает эффект скольжения и называется *концевым эффектом*. На средних участках полукрыльев (зона II) эффект скольжения проявляется в более или менее чистом виде.

Наличие корневого и концевого эффектов на стреловидном крыле определяет характер распределения давления по поверхности крыла. В отличие от крыла бесконечного размаха или прямого крыла большего удлинения, у которых давление распределяется примерно одинаково во всех сечениях, у стреловидного крыла давление изменяется от сечения к сечению (рис. 2.29, б). В корневых сечениях крыла максимум разрежения смещен к хвостовой кромке, а в концевых сечениях наибольшее разрежение наблюдается ближе к передней кромке и степень разрежения выше, чем в других сечениях. В центральной части полукрыльев распределение давления занимает некоторое промежуточное значение. Такое различие в распределении коэффициента давления по хордам крыла обуславливает и различное распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла. В результате при одном и том же угле атаки концевые сечения оказываются более нагруженными, чем корневые (рис. 2.30).

Своеобразное распределение давления по сечениям и размаху крыла обуславливает начало отрыва пограничного слоя (срыва потока) в наиболее аэродинамически нагруженных частях: на прямом — в корневых, а на стреловидном — в концевых сечениях крыла (заштрихованная зона). Более ранний срыв потока в концевых сечениях провоцируется также стеканием пограничного слоя от середины к концам крыла, что ведет к утолщению пограничного слоя и его отрыву. Срыв потока на стреловидном крыле начинается на меньших углах атаки, чем на прямом, но с увеличением угла атаки распространяется более медленно, чем на прямом.

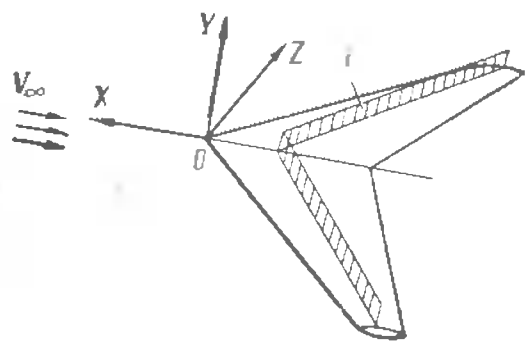


Рис. 2.31. Прямой скачок уплотнения на стреловидном крыле при числе $M_* < M_\infty < 1$:

1 — фронт местных скачков уплотнения

дид еще к более яркому проявлению рассмотренных явлений. Так как у стреловидного крыла нормальная составляющая скорости $V_n = V_\infty \cos \chi_0$, участвующая в создании сил давления меньше скорости полета, то местная скорость течения будет достигать скорости звука на больших, чем у прямого крыла, скоростях полета. Следовательно, волновой кризис наступит при больших скоростях полета, и критическое число M_* стреловидного крыла будет больше, чем у прямого. В отличие от прямого крыла, на котором образуются прямые скачки уплотнения, замыкающие сверхзвуковые зоны, на стреловидном крыле скачки уплотнения будучи прямыми в плоскости OXY , наклонены к вектору скорости V_∞ в плоскости OXZ (рис. 2.31). Этот наклон обуславливает снижение интенсивности скачка уплотнения и уменьшение сопротивления.

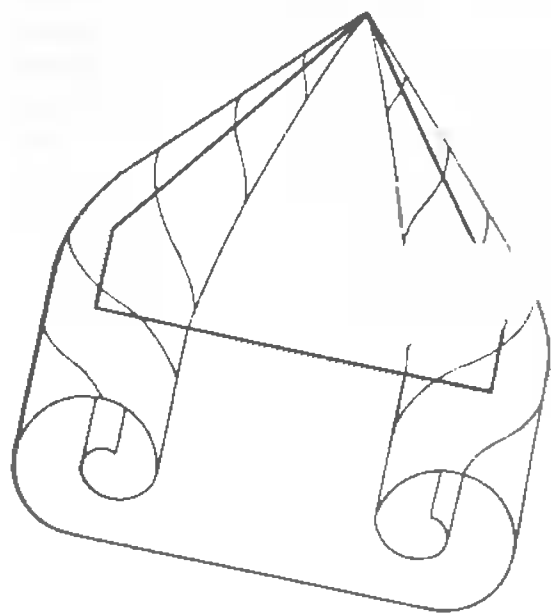


Рис. 2.32. Обтекание крыла малого удлинения

Центры давления в концевых сечениях стреловидного крыла смещаются вперед, а в корневых — назад, что приводит к изменению аэродинамического момента тангажа. При срыве воздушного потока подъемная сила на участке срыва снижается, что сопровождается изменением момента тангажа. Срыв воздушного потока с концевых сечений крыла приводит к смещению центра давления крыла вперед и уменьшению момента тангажа.

Увеличение стреловидности и сужения стреловидного крыла приводит еще к более яркому проявлению рассмотренных явлений. Так как у стреловидного крыла нормальная составляющая скорости $V_n = V_\infty \cos \chi_0$, участвующая в создании сил давления меньше скорости полета, то местная скорость течения будет достигать скорости звука на больших, чем у прямого крыла, скоростях полета. Следовательно, волновой кризис наступит при больших скоростях полета, и критическое число M_* стреловидного крыла будет больше, чем у прямого. В отличие от прямого крыла, на котором образуются прямые скачки уплотнения, замыкающие сверхзвуковые зоны, на стреловидном крыле скачки уплотнения будучи прямыми в плоскости OXY , наклонены к вектору скорости V_∞ в плоскости OXZ (рис. 2.31). Этот наклон обуславливает снижение интенсивности скачка уплотнения и уменьшение сопротивления.

Поскольку распределение давления в различных сечениях стреловидного крыла по размеру не одинаково, то будут различия и в развитии волнового кризиса. Он начинает развиваться в наиболее аэродинамически нагруженных сечениях крыла: на прямом крыле в корневых сечениях, на стреловидном в концевых. В результате центр давления прямого крыла имеет тенденцию к смещению назад, а стреловидного вперед.

Обтекание крыла малого удлинения. Горизонтальное и вертикальное оперения самолета могут представлять собою крылья малого удлинения, поэтому рассмотре-

ние их аэродинамики представляет практический интерес. Основной особенностью крыльев малого удлинения является то, что перетекание воздуха через боковые кромки распространяется на значительную часть размаха и обуславливает создание сложного поля давлений по поверхности крыла. Вихревая пелена, образующаяся за крылом и представляющая собою систему вихрей, сворачивается в расположенные под углом к поверхности крыла мощные вихревые жгуты, которые соединяются с концевыми вихрями (рис. 2.32). Внутри вихревых жгутов создается разрежение, что вызывает появление дополнительной подъемной силы.

При увеличении угла атаки интенсивность вихревых жгутов повышается, степень разрежения на верхней поверхности увеличивается, подъемная сила растет.

При этом наблюдается выравнивание давления по поверхности, срыв потока происходит на больших углах атаки, чем на крыльях больших удлинений.

Дополнительная литература

[1], с. 113—170; [4], с. 190—204, 230—235; [14], с. 51—62.

Контрольные вопросы

1. Изобразите связанную и скоростную системы координат, укажите углы, определяющие их взаимное положение.
2. Изобразите профиль крыла и покажите его основные геометрические характеристики.
3. Изобразите трапециевидное крыло и укажите его основные геометрические характеристики.
4. Запишите общие формулы аэродинамической силы и момента, назовите их структурные составляющие.
5. Объясните природу аэродинамической подъемной силы.
6. Объясните природу аэродинамической силы лобового сопротивления.
7. Поясните особенности крыла конечного размаха. Какова природа индуктивного сопротивления?
8. Как изменяется векторная диаграмма распределения коэффициента давления по профилю при увеличении скорости полета от дозвуковой к околозвуковой?
9. Объясните физическую сущность волнового кризиса.
10. Изобразите картину обтекания стреловидного крыла воздушным потоком. Сформулируйте основные особенности обтекания стреловидного крыла по сравнению с прямым.
11. Найдите длину средней аэродинамической хорды трапециевидного крыла, если $b_0 = 7,25$ м, $b_k = 3,5$ м. Ответ: $b_A = 5,26$ м.
12. Объясните особенности обтекания крыла малого удлинения.

3.1. Аэродинамические характеристики крыла

Общие сведения. Аэродинамическими характеристиками частей самолета и самолета в целом называются зависимости коэффициентов аэродинамических сил и моментов от критериев геометрического, кинематического и динамического подобия. Критериями геометрического подобия для профиля являются равенство отношений сходственных линейных размеров: относительной толщины \bar{c} , относительной кривизны \bar{f} , относительных координат сходственных точек на контуре профиля. Критерии геометрического подобия крыла — удлинение λ , сужение η , угол стреловидности ψ и т.д.

Для самолета число линейных размеров, по которым определяют геометрическое подобие, значительно возрастает, так как к числу линейных размеров относятся и размеры, определяющие сложную форму сопряжений частей самолета, например крыла и фюзеляжа, gondol двигателей и крыла и т.д. При этом геометрическое подобие обеспечивается пропорциональностью и коллинеарностью радиусов-векторов сходственных точек самолета и его модели относительно выбранной системы координат. Критериями кинематического подобия являются углы атаки α и скольжения β , параметры динамического подобия — числа Re , M , Sh и др.

Достичь полного подобия, когда во всем пространстве, окружающем натурный объект и соответствующую модель, поле скоростей, ускорений, действующих сил и все физические величины, определяющие движение, находятся в определенном постоянном соотношении в сходственных точках пространства в сходственные моменты времени практически удается далеко не всегда. Наиболее часто экспериментальные исследования проводятся в условиях частичного подобия, например, когда подобны силы трения и давления при взаимодействии потока с исследуемым объектом.

К основным аэродинамическим характеристикам крыла относятся зависимость коэффициента аэродинамической подъемной силы от угла атаки $c_{y_a}(\alpha)$; зависимость коэффициента аэродинамической силы лобового сопротивления от угла атаки $c_{x_a}(\alpha)$, поляра крыла, представляющая собою зависимость между коэффициентами c_{x_a} и c_{y_a} при различных углах атаки: $c_{x_a} = f(c_{y_a}, \alpha)$; аэродинамическое качество K в зависимости от угла атаки $K(\alpha)$; зависимость коэффициента момента аэродинамической нормальной силы от угла атаки $m_z(\alpha)$.

При обтекании крыла воздушным потоком при угле скольжения $\beta = 0$ возникают:

аэродинамическая подъемная сила

$$Y_a = c_{y_a} \frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2} S;$$

аэродинамическая сила лобового сопротивления

$$X_a = c_{x_a} \frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2} S;$$

аэродинамический момент тангажа относительно оси OZ связанной системы координат

$$M_z = m_z \frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2} S b_A.$$

Если в процессе трубного эксперимента измерить указанные аэродинамические силы и моменты при помощи аэродинамических весов, то при известных значениях параметров ρ_{∞} , V_{∞} , S и b_A и заданных значениях угла атаки α , чисел M_{∞} и Re_{∞} коэффициенты аэродинамических сил и момента определяются соотношениями:

$$c_{y_a} = \frac{2Y_a}{\rho_{\infty} V_{\infty}^2 S}; \quad c_{x_a} = \frac{2X_a}{\rho_{\infty} V_{\infty}^2 S}; \quad m_z = \frac{2M_z}{\rho_{\infty} V_{\infty}^2 S b_A}.$$

Зависимости этих коэффициентов от параметров подобия (аэродинамические характеристики крыла) представляют в виде графиков с указанием условий испытаний. При известных c_{x_a} , c_{y_a} , m_z определяют аэродинамические силы X_a и Y_a , действующие на реальное крыло, и момент M_z для соответствующих скоростей потока (чисел M_{∞}), плотности воздуха, углов атаки.

При наличии угла скольжения β на крыло действуют аэродинамические силы, приводящие к образованию аэродинамического момента крена M_x (относительно оси OX). Эти силы и моменты рассмотрим при изучении аэродинамики самолета.

Зависимость коэффициента аэродинамической подъемной силы от угла атаки. Рассмотрим картину обтекания и распределения коэффициента давления по поверхности отрезка крыла бесконечного размаха, имеющего несимметричный профиль. При угле атаки нулевой подъемной силы $\alpha = \alpha_0 > 0$ кривые распределения давления по верхней и нижней поверхности сливаются (рис. 3.1, а), площадь σ , заключенная между ними, равна нулю. При увеличении угла атаки разрежение на верхней поверхности увеличивается, а на нижней уменьшается (рис. 3.1, б) и при некотором угле атаки давление на нижней поверхности может стать больше давления в невозмущенном потоке (рис. 3.1, в).

Увеличение угла атаки сопровождается ростом площади σ . При некотором угле атаки вследствие повышения положительного градиента давления на верхней поверхности крыла будет наблюдаться отрыв по-

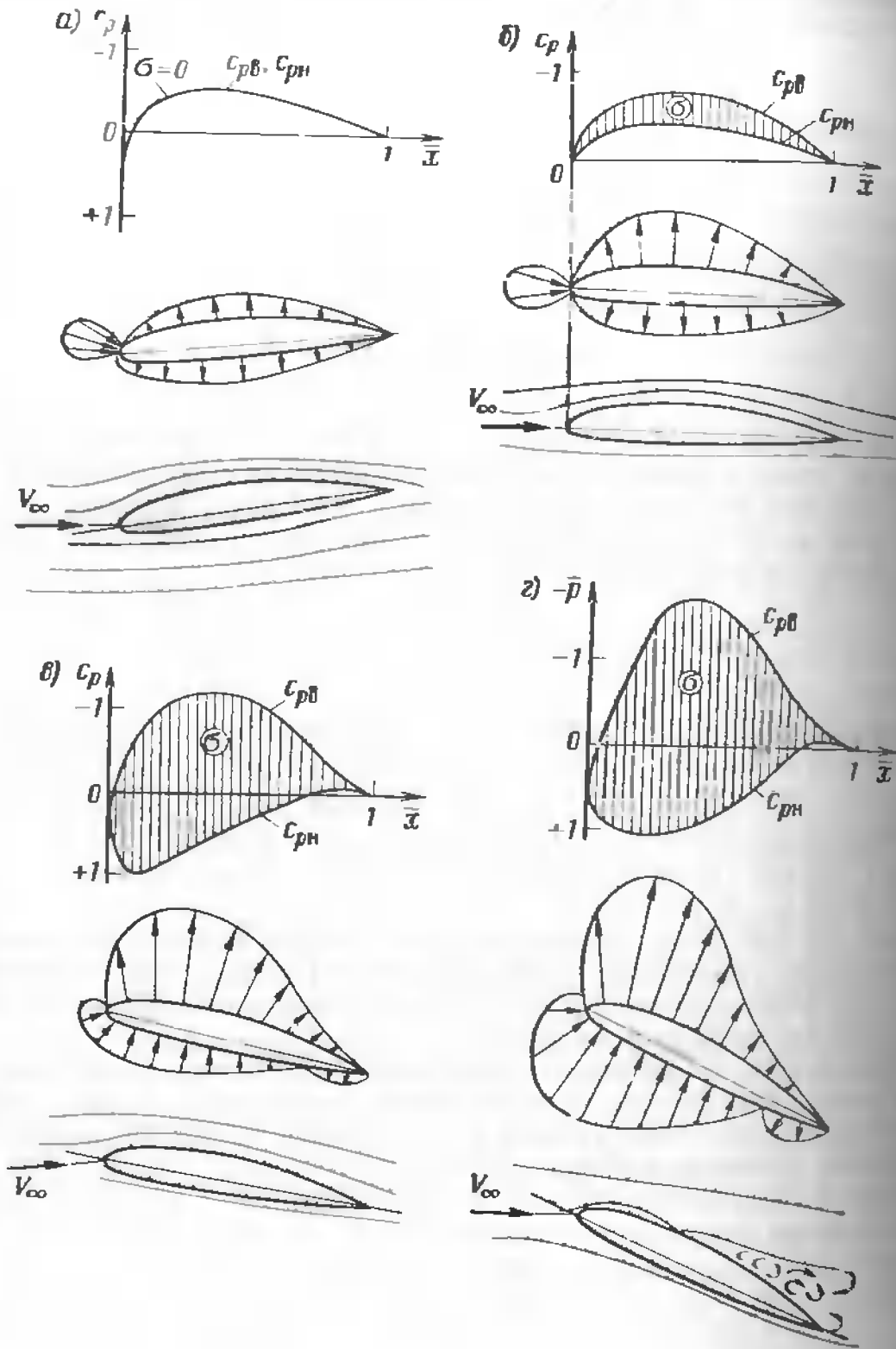


Рис. 3.1. Распределение давления по несимметричному профилю крыла при различных углах атаки (спектры обтекания, диаграммы распределения коэффициента давления):

а - $\sigma = 0$; б - $\alpha = 0$; в - $\alpha < \alpha_{н.с.}$; г - $\alpha_{н.с.} < \alpha < \alpha_{кр}$

граничного слоя (срыв потока). Дальнейшее увеличение угла атаки сопровождается расширением зоны срыва потока (рис. 3.1, г). Площадь σ продолжает увеличиваться с ростом угла атаки до тех пор, пока срыв потока не достигнет некоторого критического. Дальнейшее увеличение угла атаки сопровождается расширением зоны срыва и уменьшением площади σ .

Так как площадь σ пропорциональна коэффициенту аэродинамической нормальной силы C_y , то, измеряя площадь σ для различных углов атаки при постоянных значениях чисел M_∞ и Re_∞ , можно было бы получить зависимость коэффициентов C_y от угла атаки, а от нее перейти к зависимости $C_{y_a}(\alpha)$.

Обычно эти зависимости (рис. 3.2) получают более простым методом: на различных углах атаки измеряют при помощи аэродинамических весов подъемную силу Y_a и определяют

$$C_{y_a} = 2Y_a / \rho V^2 S.$$

Коэффициент подъемной силы равен нулю при угле атаки нулевой подъемной силы. С увеличением угла атаки из-за перераспределения давления на верхней и нижней поверхностях крыла подъемная сила и ее коэффициент возрастают по линейному закону (для отрезка крыла бесконечного размаха) до тех пор, пока угол атаки не увеличится до значения, при котором на верхней поверхности крыла возникнет срыв потока. Этот угол атаки крыла называется углом атаки начала срыва $\alpha = \alpha_{н.с.}$. На крыльевых профилях срыв потока при $M < M_*$ начинается при углах атаки $\alpha = \alpha_{н.с.} \approx 10 \dots 15^\circ$.

Если угол наклона кривой $C_{y_a}(\alpha)$ относительно оси абсцисс обозначить через φ , то

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{\Delta C_{y_a}}{\Delta \alpha} \approx \frac{\partial C_{y_a}}{\partial \alpha} = C_{y_a}^\alpha \quad (3.1)$$

Производная $C_{y_a}^\alpha$ характеризует темп изменения коэффициента C_{y_a} с изменением угла атаки. Чем больше $C_{y_a}^\alpha$, тем чувствительнее крыло к изменению угла атаки. Если угол наклона φ постоянный, то при известном $C_{y_a}^\alpha$ для каждого значения угла атаки α на линейном участке кривой $C_{y_a}(\alpha)$ можно определить коэффициент подъемной силы:

$$C_{y_a} = C_{y_a}^\alpha (\alpha - \alpha_0) = C_{y_a}^\alpha \Delta \alpha = C_{y_a}^\alpha \alpha. \quad (3.2)$$

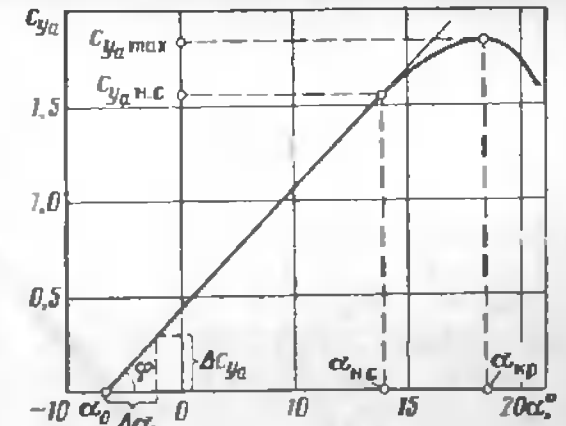


Рис. 3.2. Зависимость коэффициента подъемной силы крыла с несимметричным профилем от угла атаки

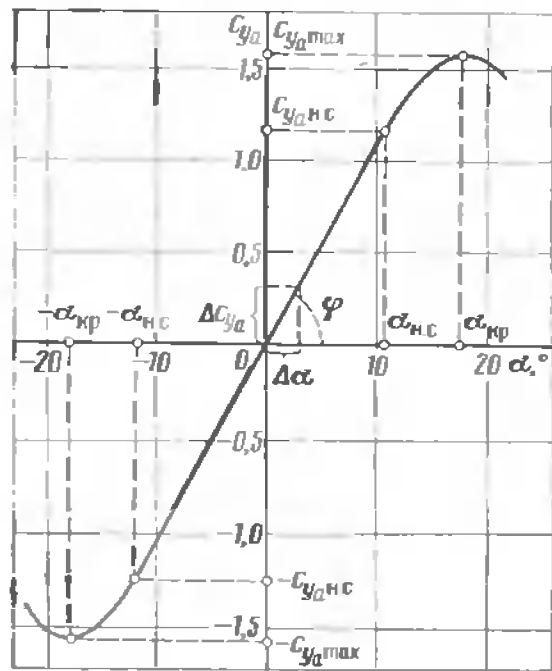


Рис. 3.3. Зависимость коэффициента подъемной силы крыла с симметричным профилем от угла атаки

угол атаки нулевой подъемной силы $\alpha_0 = 0$. Для таких крыльев при $\alpha > \alpha_0$ и $\alpha < \alpha_0$ кривые симметричны (рис. 3.3).

В соответствии с (2.25) при малых углах атаки можно считать, что $c_{y_a} = c_y$. В диапазоне углов атаки, не превышающих $\alpha_{н.с}$, зависимости $c_{y_a}(\alpha)$ и $c_y(\alpha)$ подобны (рис. 3.4). С увеличением угла α подобие кривых нарушается. Таким образом, если известны зависимости $c_{y_a}(\alpha)$ для крыла заданного профиля, то, зная скорость воздушного потока V_∞ , плотность ρ_∞ и площадь крыла S , можно рассчитать значение подъемной силы, действующей на крыло при различных углах атаки:

$$Y_a = c_{x_a} \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S = c_{y_a} q_\infty S = c_{y_a}^\alpha \alpha q_\infty S. \quad (3.3)$$

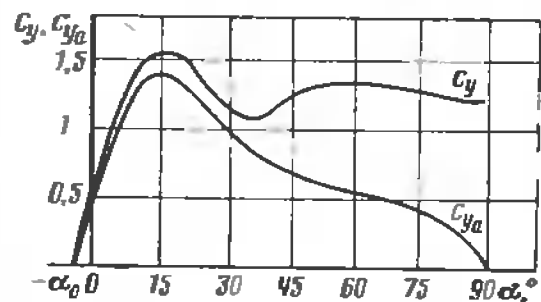


Рис. 3.4. Зависимости коэффициентов подъемной и нормальной аэродинамических сил от угла атаки

При углах атаки $\alpha > \alpha_{н.с}$ зона срыва потока расширяется, рост коэффициента подъемной силы замедляется, линейность кривой $c_{y_a}(\alpha)$ теряется, значение производной $c_{y_a}^\alpha$ уменьшается. Коэффициент аэродинамической подъемной силы достигает максимального значения $c_{y_a \max}$ при угле атаки α_{y_a} , называемом критическим. Дальнейшее увеличение угла атаки приводит к уменьшению коэффициента подъемной силы c_{y_a} вследствие развития срыва на верхней поверхности вдоль хорды и размаха крыла. Практически используется верхняя часть зависимости $c_{y_a}(\alpha)$ для углов атаки $\alpha \geq \alpha_0$.

Для крыла с симметричным профилем кривые $c_{y_a}(\alpha)$ проходят через начало координат, так как

Значение c_{y_a} для заданных углов атаки снимается по графику кривой $c_{y_a}(\alpha)$. Производную $c_{y_a}^\alpha$ всегда можно определить по графику кривой $c_{y_a}(\alpha)$ как тангенс угла ее наклона.

Приращение угла атаки на величину $\Delta\alpha$ вызывает приращение подъемной силы

$$\Delta Y_a = Y_a^\alpha \Delta\alpha = c_{y_a}^\alpha \Delta\alpha q_\infty S. \quad (3.4)$$

Если известно значение $c_{y_a}^\alpha$, то по формуле (3.4) можно определить приращение подъемной силы, соответствующее приращению угла атаки.

Зависимость коэффициента лобового сопротивления крыла от угла атаки. Эта зависимость получается по результатам продувки модели крыла в аэродинамической трубе при обеспечении достаточно полного динамического подобия. Типичная зависимость $c_{x_a}(\alpha)$ для отрезка l крыла бесконечного размаха представлена на рис. 3.5. При увеличении угла атаки перераспределяется давление на крыле, изменяется эпюра скоростей в пограничном слое, что приводит к изменению сопротивлений трения и давления. С возрастанием углов атаки коэффициент c_{x_a} увеличивается по закону, близкому к параболическому. Причем составляющую трения c_{x_f} при отсутствии срыва можно считать постоянной. Изменение коэффициента c_{x_a} вызвано в основном увеличением составляющей сопротивления давления c_{x_p} , которая при фиксированном числе Re_∞ зависит от угла атаки, относительной кривизны и толщины профиля. В связи с этим коэффициент лобового сопротивления

$$c_{x_a} = c_{x_a \min} + \Delta c_{x_p}, \quad (3.5)$$

где $c_{x_a \min}$ — коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе; Δc_{x_p} — коэффициент дополнительного сопротивления давления, обусловленного увеличением угла атаки.

С появлением и развитием местных срывов потока при $\alpha \geq \alpha_{н.с}$ величина Δc_{x_p} растет более интенсивно, что объясняется потерей энергии воздушного потока на вихреобразование.

Образование подъемной силы крыла конечного размаха связано с возникновением системы свободных вихрей и схода воздушного потока, что вызывает дополнительную потерю механической энергии и возникновение индуктивного сопротивления.

На основании вихревой теории крыла коэффициент индуктивного сопротивления c_{x_i} и средний угол схода потока $\epsilon_{ср}$ рассчитывают по формулам:

$$c_{x_i} = \frac{c_{y_a}^2}{\pi \lambda_{эф}}, \quad \epsilon_{ср} = \frac{c_{y_a}}{\pi \lambda_{эф}}. \quad (3.6)$$

где $\lambda_{эф}$ — эффективное удлинение крыла.

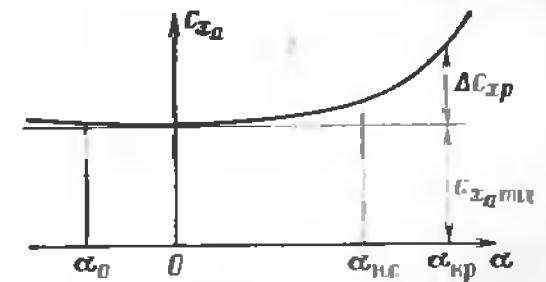


Рис. 3.5. Зависимость коэффициента лобового сопротивления отрезка l крыла бесконечного размаха от угла атаки

Эффективное удлинение крыла связано с геометрическим удлинением соотношением

$$\lambda_{эф} = \frac{\lambda}{1 - \delta}, \quad (3.7)$$

где δ — параметр, учитывающий геометрические характеристики крыла в плане (угол стреловидности χ , сужение η и удлинение λ).

Величина δ определяется зависимостью

$$\delta = 0,02 \frac{\lambda}{\cos \chi} \left(3,1 - \frac{14}{\eta} + \frac{20}{\eta^2} - \frac{8}{\eta^3} \right). \quad (3.8)$$

Из выражений (3.6), справедливых для случая безотрывного обтекания, следует:

коэффициент индуктивного сопротивления c_{xi} пропорционален квадрату коэффициента подъемной силы и изменяется в зависимости от угла атаки по параболическому закону;

угол скоса потока ϵ_{cp} пропорционален углу атаки;

при угле атаки α_0 , коэффициент подъемной силы $c_{ya} = 0$, поэтому индуктивное сопротивление и угол скоса потока отсутствуют;

индуктивное сопротивление и угол скоса потока достигают максимальных значений при критическом угле атаки, когда $c_{ya} = c_{ya_{max}}$.

Наличие сил профильного и индуктивного сопротивлений, возникающих при обтекании крыла конечного размаха, определяет аэродинамическую силу лобового сопротивления и соответственно ее коэффициент

$$c_{xa} = c_{x0} + c_{xi} = c_{x0} + \frac{c_{ya}^2}{\pi \lambda_{эф}}, \quad (3.9)$$

где c_{x0} — коэффициент, учитывающий сопротивление трения и давления.

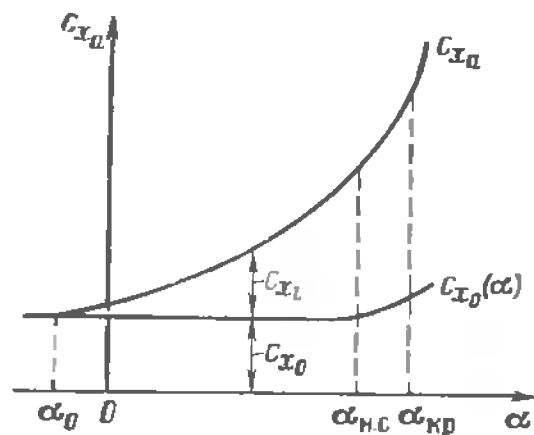


Рис. 3.6. Зависимость составляющих коэффициента лобового сопротивления крыла конечного размаха от угла атаки без учета сжимаемости

Из последней формулы следует, что на режимах безотрывного обтекания ($\alpha_0 < \alpha < \alpha_{н.с}$) зависимость коэффициента лобового сопротивления c_{xa} от угла атаки имеет вид квадратичной параболы (рис. 3.6). По этой кривой для каждого угла атаки можно определить коэффициент c_{xa} и его составляющие.

Аэродинамическое качество крыла. Отношение подъемной силы к силе лобового сопротивления или отношение их аэродинамических

коэффициентов при одном и том же угле атаки называется **аэродинамическим качеством**

$$K = Y_a / X_a = c_{ya} / c_{xa}. \quad (3.10)$$

Это отношение показывает, во сколько раз при заданном угле атаки аэродинамическая подъемная сила крыла больше силы лобового сопротивления, т. е. характеризует степень аэродинамического совершенства крыла.

Аэродинамическое качество крыла можно выразить через тангенс угла наклона полиой аэродинамической силы R_A к направлению вектора скорости:

$$K = \operatorname{tg} \varphi. \quad (3.11)$$

Угол φ называется **углом аэродинамического качества** (рис. 3.7). Чем меньше лобовое сопротивление при том же значении подъемной силы, тем больше аэродинамическое качество.

Аэродинамическое качество крыла так же, как и коэффициенты аэродинамических сил, зависит от геометрических характеристик крыла, угла атаки, чисел M и Re и не зависит от скорости. Типичная зависимость аэродинамического качества от угла атаки приведена на рис. 3.8. При угле атаки нулевой подъемной силы α_0 аэродинамическое качество $K = 0$. Угол атаки $\alpha_{н.б}$, при котором аэродинамическое качество достигает максимального значения, называется **наивыгоднейшим**. Это значит, что при угле $\alpha_{н.б}$ соотношение между подъемной силой крыла и лобовым сопротивлением наилучшее.

Аэродинамическое качество крыла оказывает большое влияние на такие летно-технические характеристики самолета, как дальность планирования, дальность и продолжительность полета, расход топлива, характеристики набора высоты и др. Поэтому на этапах конструирования и изготовления стремятся обеспечить наиболее высокое аэродинамическое качество.

Поляра крыла. Зависимость между коэффициентами аэродинами-

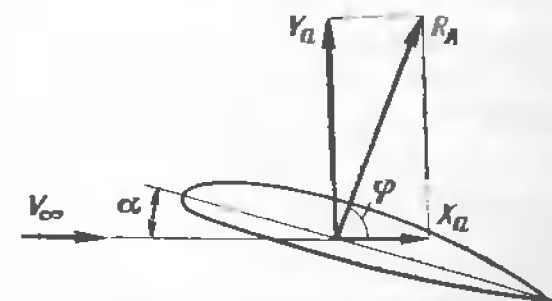


Рис. 3.7. Составляющие аэродинамической силы крыла и угол аэродинамического качества

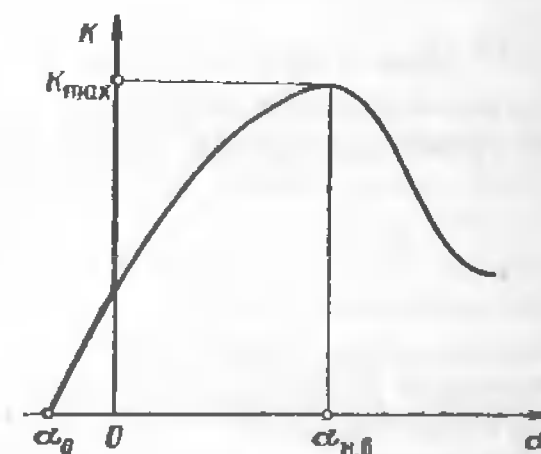


Рис. 3.8. Зависимость аэродинамического качества крыла от угла атаки

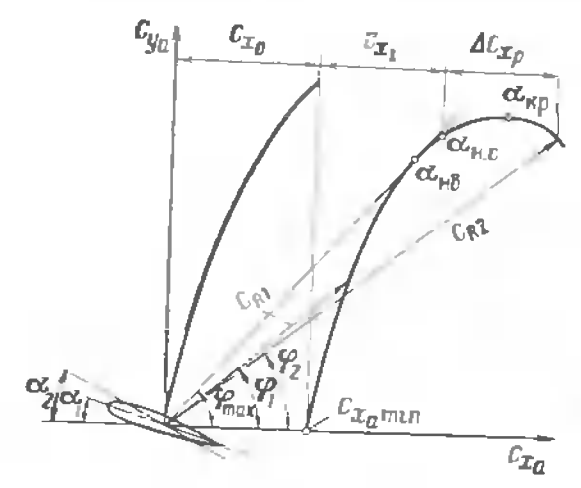


Рис. 3.9. Поляра крыла конечного размаха и составляющие коэффициента лобового сопротивления

Рис. 3.9. Поляра крыла конечного размаха и составляющие коэффициента лобового сопротивления. Скорости невозмущенного потока, который связан с аэродинамическим качеством соотношением $K = \text{tg } \varphi$. Если известны кривые $c_{y_a}(\alpha)$ и $c_{x_a}(\alpha)$, то поляру $c_{x_a} = f(c_{y_a}, \alpha)$ можно построить по координатам точек, соответствующих нескольким углам атаки. Координаты точек определяют непосредственно по кривым $c_{y_a}(\alpha)$ и $c_{x_a}(\alpha)$ с учетом масштаба. Так как в диапазоне летных углов атаки коэффициент c_{y_a} в несколько раз больше коэффициента c_{x_a} , то для наглядности и удобства пользования полярой масштаб по оси c_{x_a} выбирают в 5–10 раз больше, чем вдоль оси c_{y_a} . Поляра может быть задана уравнением, называемым уравнением поляры:

$$c_{x_a} = c_{x_0} + \frac{c_{y_a}^2}{\pi \lambda_{эф}} + \Delta c_{x_p} \quad (3.12)$$

где Δc_{x_p} — приращение коэффициента давления при срыве потока

Обычно полет осуществляется на углах атаки $\alpha < \alpha_{н.с.}$. В этом случае уравнение поляры упрощается:

$$c_{x_a} = c_{x_0} + \frac{c_{y_a}^2}{\pi \lambda_{эф}} \quad (3.13)$$

Составляющие коэффициента лобового сопротивления крыла в соответствии с уравнением (3.12) показаны на рис. 3.9.

На поляре можно указать характерные точки, соответствующие определенным углам атаки (см. рис. 3.9):

угол атаки нулевой подъемной силы α_0 соответствует точке пересечения поляры с осью абсцисс;

ческой подъемной силы c_{y_a} и лобового сопротивления c_{x_a} при различных углах атаки называется *полярной крыла* или *полярной первого рода* (рис. 3.9). Поляра — важнейшая аэродинамическая характеристика крыла. Название поляры объясняется тем, что при одинаковых масштабах вдоль осей c_{x_a} и c_{y_a} зависимость $c_{x_a} = f(c_{y_a}, \alpha)$ можно рассматривать, как полярную диаграмму или годограф вектора коэффициента полной аэродинамической силы c_R , длина которого $c_R = \sqrt{c_{x_a}^2 + c_{y_a}^2}$, а φ — угол наклона данного вектора к направлению

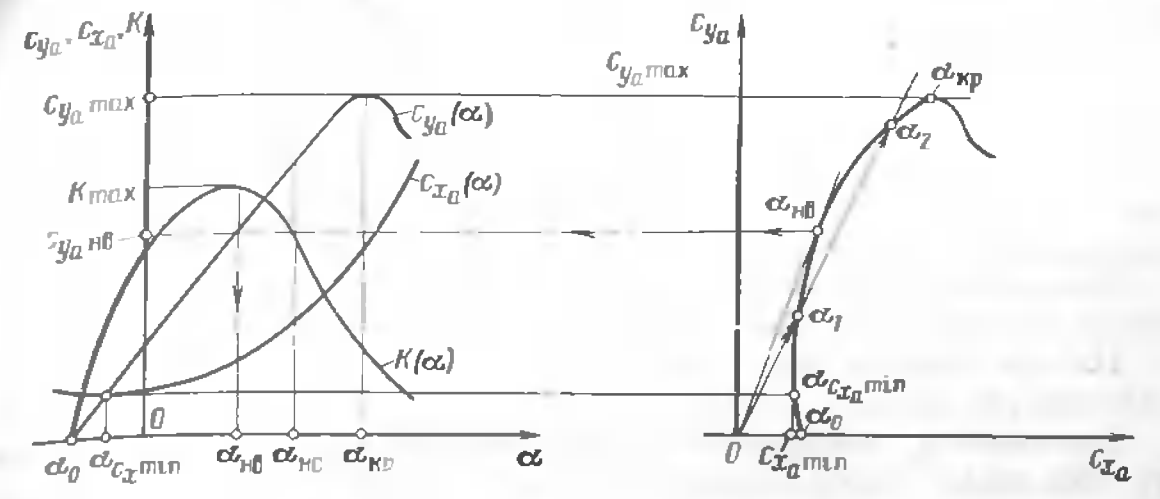


Рис. 3.10. Основные аэродинамические характеристики крыла и характерные точки на них

наивыгоднейший угол атаки $\alpha_{нв}$, который определяется касательной, проведенной из начала координат к поляре, соответствует максимальному аэродинамическому качеству крыла K_{max} ;

критический угол атаки $\alpha_{кр}$ определяется касательной к поляре, проведенной параллельно оси абсцисс;

угол атаки $\alpha_{c_{x_a} \min}$ наименьшего лобового сопротивления определяется касательной к поляре, проведенной параллельно оси ординат. Если крыло не имеет крутки, то углы α_0 и $\alpha_{c_{x_a} \min}$ совпадают.

Точкам пересечения секущей, проведенной из начала координат, с полярной соответствуют углы атаки α_1 и α_2 , один из которых меньше, а второй больше наивыгоднейшего угла атаки $\alpha_{нв}$. Это углы называются углами атаки *равного аэродинамического качества*. Если на поляре не обозначены цифровые значения углов атаки, то их можно найти. Для этого на поляре определяют значение c_{y_a} , соответствующее интересующей точке поляры, и по кривой $c_{y_a}(\alpha)$ находят значение угла атаки.

Если кривые $c_{x_a} = f(c_{y_a}, \alpha)$, $c_{y_a}(\alpha)$ и $c_{x_a}(\alpha)$ построены в одном масштабе по соответствующим осям, то характерные точки и соответствующие им числовые значения аэродинамических характеристик можно определить геометрическим построением (рис. 3.10). Поляра, построенная в разных масштабах по осям c_{y_a} и c_{x_a} , является искаженной, поэтому на ней нельзя непосредственным измерением определять углы аэродинамического качества и коэффициенты полной аэродинамической силы.

Для определения аэродинамического качества профиля на заданном угле атаки находят коэффициенты c_{y_a} и c_{x_a} и вычисляют аэродинамическое качество по формуле (3.10).

Зависимость коэффициента аэродинамической нормальной силы c_y от коэффициента аэродинамической продольной силы c_x при различ-

ных углах атаки называется *полярной второго рода* $c_x = f(c_y, \alpha)$. Поляра второго рода по виду значительно отличается от поляры первого рода $c_{x_a} = f(c_{y_a}, \alpha)$, что определяется появлением на больших углах атаки продольной силы X , направленной против вектора скорости набегающего воздушного потока, в отличие от силы лобового сопротивления X_a , всегда направленной по вектору скорости набегающего воздушного потока.

Экспериментальные поляры первого и второго рода для прямого крыла конечного размаха приведены на рис. 3.11.

Поляра второго рода используется при анализе прочностных характеристик крыла и самолета.

Зависимость коэффициента аэродинамического момента тангажа от угла атаки. Аэродинамический момент тангажа M_z полной аэродинамической силы \vec{R}_A относительно оси OZ создается в основном силами давления, распределенными по поверхности крыла, которые в отличие от сил трения зависят от угла атаки. Зависимость коэффициента аэродинамического момента тангажа от угла атаки крыла $m_z(\alpha)$ получают экспериментально. Типичные зависимости для крыла, набранного из симметричных и несимметричных профилей, показаны на рис. 3.12. Для наглядности они совмещены с кривыми $c_{y_a}(\alpha)$.

У крыла симметричного профиля при угле атаки нулевой подъемной силы α_0 распределение давления на верхней и нижней поверхностях профиля симметричное, поэтому аэродинамический момент, действующий относительно носка профиля, $M_z = 0$, а следовательно, и коэффициент момента $m_z = 0$.

У крыла несимметричного профиля момент тангажа и его коэффициент обращаются в нуль при некотором угле атаки $\alpha = \alpha_0$, называ-

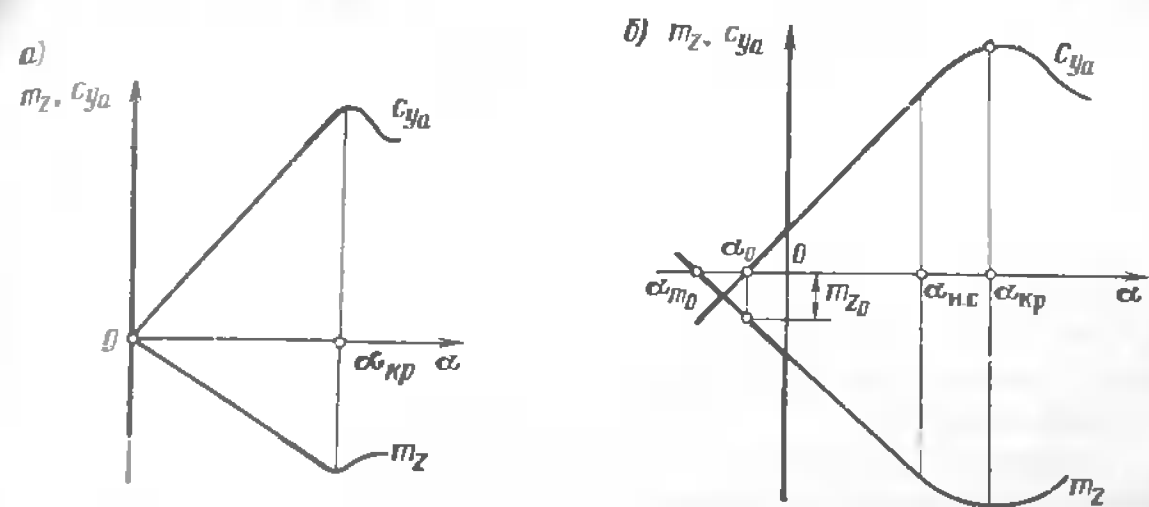


Рис. 3.12. Совмещенные кривые $m_z(\alpha)$ и $c_{y_a}(\alpha)$ для крыла конечного размаха:

а и б - симметричный и несимметричный профили соответственно

емом углом атаки нулевого момента тангажа. Дальнейшее увеличение угла атаки приводит к увеличению абсолютного значения коэффициента момента тангажа. Аэродинамический момент тангажа M_z и его коэффициент m_z считаются отрицательными, если момент M_z стремится уменьшить угол атаки. При угле атаки нулевой подъемной силы $\alpha = \alpha_0$ подъемная сила крыла $Y_a = 0$, но момент M_{0z} , называемый аэродинамическим моментом тангажа при нулевой подъемной силе, $M_{0z} \neq 0$. Действительно, аэродинамическую нагрузку, действующую на крыло несимметричного профиля при нулевой подъемной силе (см. рис. 3.1, а), можно привести к паре сил Y_{a1} и Y_{a2} , равных по значению, но противоположно направленных (рис. 3.13).

Коэффициент этого момента называется *коэффициентом аэродинамического момента тангажа при нулевой подъемной силе* m_{0z} .

С увеличением угла атаки аэродинамическая нагрузка по профилю крыла изменяется, центр давления перемещается вдоль хорды, а подъемная сила увеличивается. Это приводит к соответствующему росту коэффициента m_z , который для рассматриваемого отрезка крыла уве-

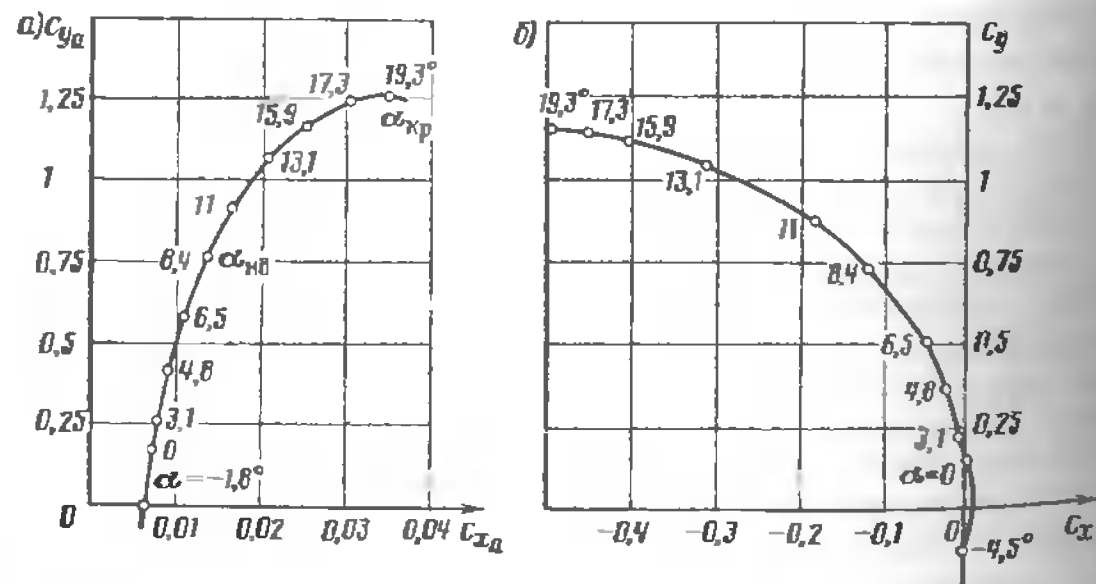


Рис. 3.11. Поляры крыла:

а и б - первого и второго рода соответственно

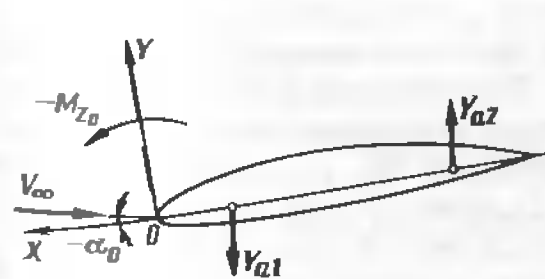


Рис. 3.13. Схема аэродинамических сил, действующих на несимметричный профиль при $\alpha_0 = 0$

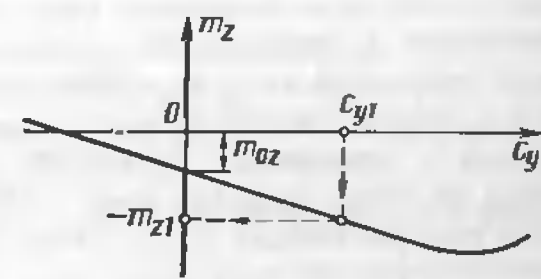


Рис. 3.14. Зависимость коэффициента аэродинамического момента тангажа крыла от коэффициента нормальной аэродинамической силы

личивается по абсолютному значению, оставаясь отрицательным. При углах атаки $\alpha > \alpha_{п.с}$ линейность кривой $m_z(\alpha)$ из-за перераспределения давления в результате срыва потока нарушается. При угле $\alpha = \alpha_{кр}$ коэффициент m_z достигает максимального отрицательного значения и при закритических углах атаки $\alpha > \alpha_{кр}$ уменьшается по абсолютному значению.

Для практических расчетов более удобна графическая зависимость коэффициента m_z от коэффициента аэродинамической подъемной силы $c_{y\alpha}$ (рис. 3.14). Так как углы атаки в диапазоне летных углов можно считать малыми, то принимают $c_{y\alpha} \approx c_y$, отождествляя подъемную и нормальную силы.

Линейный участок зависимости $m_z(c_y)$ можно выразить в соответствии с общей формулой линейной функции:

$$m_z = m_{0z} + m_z^{c_y} c_y, \quad (3.14)$$

где $m_z^{c_y}$ — производная $\frac{dm_z}{dc_y}$, которая равна тангенсу угла наклона линейного участка кривой $m_z(c_y)$ к оси абсцисс.

Из рис. 6.12, б следует:

$$m_z = m_z^{c_y} (\alpha - \alpha_{m_0}). \quad (3.15)$$

Для расчета значения m_z при заданном угле атаки α по кривой $c_{y\alpha}(\alpha)$ определяют $c_{y\alpha} \approx c_y$ и по известным m_{0z} , $m_z^{c_y}$ и α_{m_0} рассчитывают коэффициент m_z .

Если известна кривая $m_z(c_{y\alpha})$, то значения m_{0z} и m_z для любого заданного коэффициента c_y можно определить по этой кривой (см. рис. 3.14).

3.2. Центр давления и фокус профиля крыла

Как показывают исследования, положение центра давления профиля крыла при изменении угла атаки не остается постоянным. При угле атаки α_0 координата x_D центра давления находится позади профиля, теоретически в бесконечности. С увеличением угла атаки от α_0 до $\alpha_{кр}$ центр давления приближается к некоторой точке F , расположенной у крыльевых профилей, примерно на расстоянии четверти хорды от носка профиля (рис. 3.15). Положение центра давления профиля при различных углах атаки определяется, как проекция точки, соответствующей заданному углу атаки и принадлежащей некоторой гиперболы на хорду профиля (точки 1, 2 и т.д.). Исключение составляют симметричные профили, у которых центр давления при углах атаки $\alpha < \alpha_{п.с}$ не изменяет своего положения на хорде, соответствующего $0,25 b$ от носка.

Аэродинамический момент тангажа, создаваемый силой Y_a относительно носка профиля,

$$M_z = Y_a x_D. \quad (3.16)$$

Поделив левую и правую части этого выражения на qSb_A , получим зависимость в безразмерной форме

$$m_z = c_{y\alpha} \frac{x_D}{b_A} = c_{y\alpha} \bar{x}_D, \quad (3.17)$$

где $\bar{x}_D = \frac{x_D}{b_A}$ — приведенная координата центра давления, выраженная в долях или процентах хорды b_A .

Непостоянство координаты центра давления x_D при изменении угла атаки, сложность ее определения осложняют расчет аэродинамического момента тангажа профиля. Поэтому введено понятие *фокуса профиля крыла* как точки F , относительно которой (или относительно оси, проходящей через эту точку) момент аэродинамических сил при малых изменениях угла атаки остается постоянным (рис. 3.16, а).

Если при угле атаки $\alpha_1 > \alpha_0$ на профиль крыла действует подъемная сила Y_{a1} , приложенная в центре давления D_1 , то при угле атаки $\alpha_2 > \alpha_1$ на него будет действовать подъемная сила $Y_{a2} > Y_{a1}$, приложенная в центре давления D_2 . По определению фокуса профиля крыла момент этих сил относительно фокуса должен остаться одинаковым:

$$M_F = Y_{a1} a = Y_{a2} b = \text{const.}$$

Для выполнения этого равенства необходимо, чтобы прирост подъемной силы компенсировался уменьшением ее плеча относительно точки F .

Найдем координаты фокуса профиля крыла. Для этого запишем выражение для момента относительно некоторой точки F , произвольно расположенной на хорде (рис. 3.16, б):

$$M_F = -Y(x_D - x_F) = M_z + Yx_F.$$

Поделим левую и правую части этого равенства на $q_{\infty} S b_A$ и с учетом (3.14) получим

$$m_F = m_{0z} + (m_z^{c_y} + \bar{x}_F) c_y, \quad (3.18)$$

где $\bar{x}_F = x_F/b$ — приведенная координата фокуса.

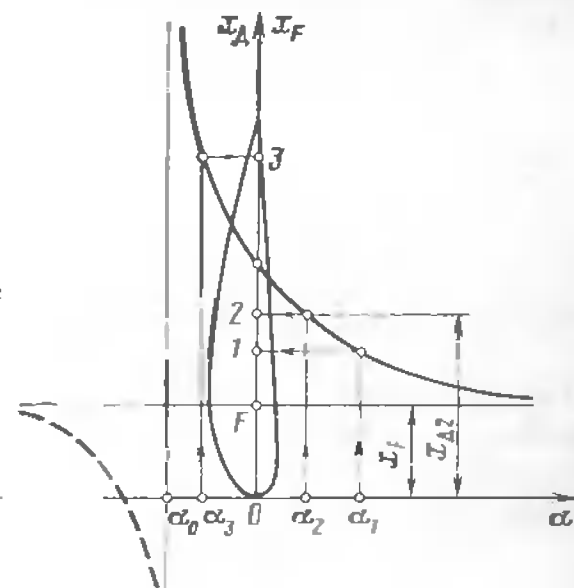


Рис. 3.15. Зависимость координаты центра давления профиля от угла атаки

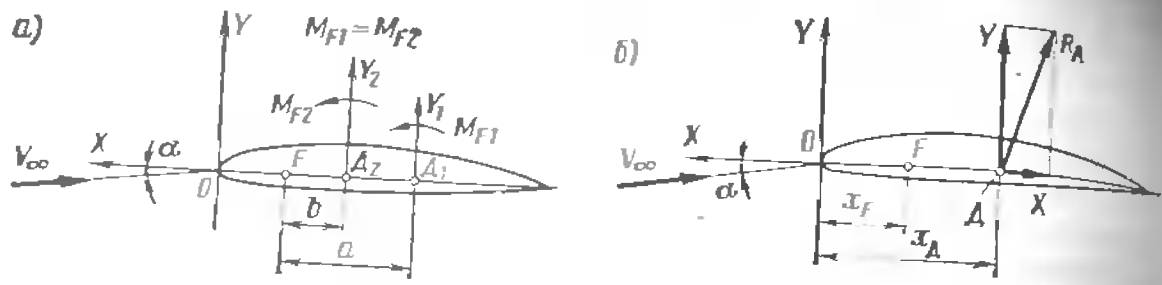


Рис. 3.16. Схема моментов (а), координаты фокуса и центра давления (б)

Из выражения (3.18) следует, что коэффициент m_F не зависит от угла атаки (от коэффициента $c_{y\alpha}$, являющегося функцией угла атаки) в том случае, если второе слагаемое будет равно нулю. Это возможно, если приведенная координата фокуса

$$\bar{x}_F = -m_z \frac{c_{y\alpha}}{c_{y0}} \quad (3.19)$$

При известной координате фокуса профиля крыла коэффициент момента тангажа с учетом зависимости (3.14) может быть представлен в виде

$$m_z = m_{0z} - c_{y\alpha} \bar{x}_F \quad (3.20)$$

При безотрывном обтекании и малых числах M_∞ положение фокуса профилей остается практически постоянным: $\bar{x}_F = 0,22 \dots 0,25$.

3.3. Влияние числа М полета и геометрии крыла на аэродинамические характеристики

Влияние числа М. Особенности обтекания крыла воздушным потоком с дозвуковой и околозвуковой скоростями и связанное с ними изменение аэродинамических сил отражаются в аэродинамических характеристиках крыла и, в частности, в зависимости коэффициента аэродинамической подъемной силы от числа M_∞ (рис. 3.17). Увеличение коэффициента подъемной силы $c_{y\alpha}$ в диапазоне чисел $M_\infty < M_*$ объясняется проявлением сжимаемости воздуха. Если коэффициент подъемной силы при обтекании крыла несжимаемым воздушным потоком обозначить $c_{y\alpha н.с.}$, то при обтекании сжимаемым воздушным потоком коэффициент подъемной силы

$$c_{y\alpha сж} = c_{y\alpha н.с.} / \sqrt{1 - M_\infty^2} \quad (3.21)$$

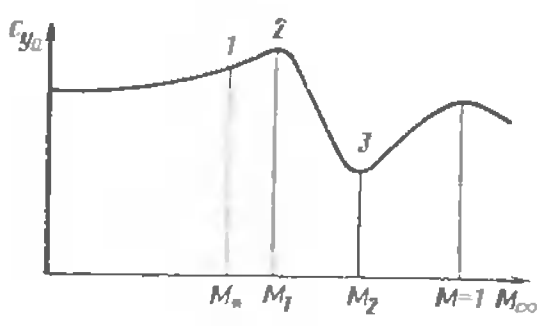


Рис. 3.17. Зависимость коэффициента подъемной силы прямого крыла от числа M_∞ при постоянном угле атаки

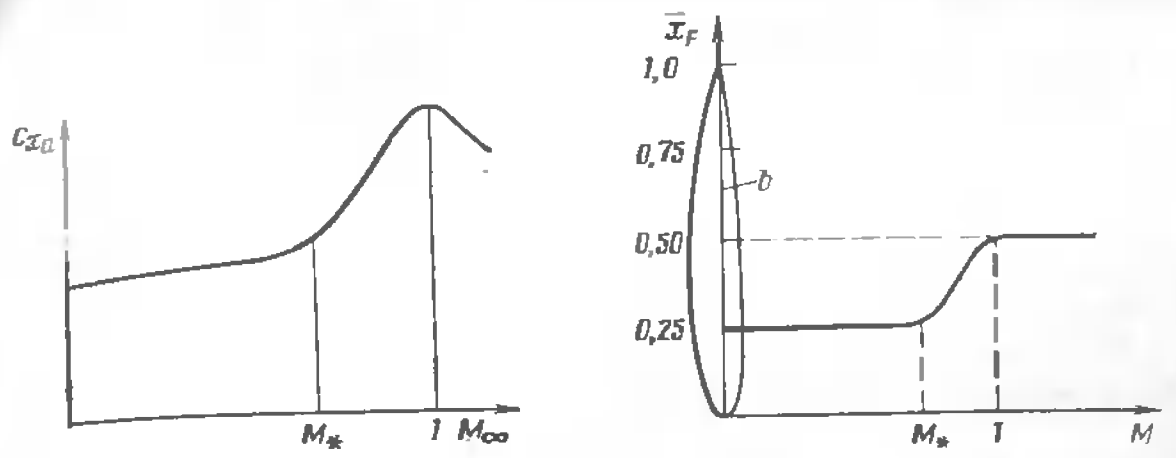


Рис. 3.18. Зависимость коэффициента лобового сопротивления прямого крыла от числа M_∞ при постоянном угле атаки

Рис. 3.19. Зависимость положения фокуса профиля крыла от числа M_∞ ($\alpha = \text{const}$)

Следовательно, с увеличением числа M_∞ коэффициент подъемной силы $c_{y\alpha сж}$ растет. Более сложный закон изменения коэффициента $c_{y\alpha}$ при $M_\infty > M_*$ связан с возникновением и развитием волнового кризиса. Коэффициент подъемной силы продолжает расти, пока сверхзвуковая зона развивается на верхней поверхности крыла (участок 1—2 кривой). Дальнейшее увеличение числа M_∞ и развитие сверхзвуковой зоны на нижней поверхности приводят к резкому снижению коэффициента подъемной силы (участок 2—3). При дальнейшем увеличении числа M_∞ вследствие перераспределения давления на верхней и нижней поверхностях коэффициент подъемной силы вновь увеличивается и растет до момента, соответствующего числу $M_\infty = 1$, после чего вновь уменьшается.

Коэффициент лобового сопротивления c_{y0} увеличивается при обтекании сжимаемым воздушным потоком ($M_\infty < M_*$) главным образом за счет индуктивного сопротивления

$$c_{xi} = \frac{c_{y\alpha}^2}{\pi \lambda_{эф}}$$

Влияние числа M_∞ на индуктивное сопротивление проявляется через коэффициент $c_{y\alpha}$. Характер зависимости коэффициента лобового сопротивления от числа M_∞ (рис. 3.18) определяется тем, что сопротивление трения при $M_\infty < M_*$ практически остается постоянным, а сопротивление давления меняется в значительно меньшей степени, чем индуктивное сопротивление. Увеличение числа M_∞ до критических значений приводит к росту волнового сопротивления. Лобовое сопротивление достигает максимального значения при числах M_∞ , равных или несколько больших единицы.

Поляра прямого крыла конечного размаха в дозвуковом потоке при безотрывном обтекании определяется зависимостью

$$c_{x_a} = c_{x_0} + \frac{c_{y_a}^2}{\pi \lambda_{эф}}$$

где c_{x_0} коэффициент профильного сопротивления, учитывающий сопротивление трения и давления, в том числе и волновое сопротивление. Влияние числа M_∞ учитывается через величину c_{y_a} .

Коэффициент аэродинамического момента тангажа с ростом числа M_∞ до значений, меньших M_* , увеличивается:

$$m_{z_{ож}} = m_{z_{н.с}} \sqrt{1 - M_\infty^2} \quad (3.22)$$

При числах $M_\infty \geq M_*$ вследствие перераспределения давления на прямом крыле центр давления и фокус смещаются назад. При летных углах атаки центр давления такого крыла находится примерно на половине хорды (рис. 3.19). Смещение центра давления и увеличение коэффициента c_{y_a} (см. рис. 3.17) приводят к резкому росту момента тангажа и его коэффициента m_z .

Изменение коэффициентов аэродинамических сил c_{y_a} и c_{x_a} при различных числах M_∞ обуславливают соответствующее изменение аэродинамического качества крыла (рис. 3.20). Увеличение числа M_∞ приводит к росту аэродинамической нагрузки в сечениях крыла, положительных градиентов давления и срыву потока на меньших углах атаки. В результате углы атаки начала срыва $\alpha_{н.с}$ и критический $\alpha_{кр}$ уменьшаются (рис. 3.21). Это может привести также к уменьшению коэффициента $c_{y_a \max}$.

Влияние геометрии крыла. Крыло набирается из профилей, имеющих различную геометрию. Исследованиями установлены характерные качественные закономерности, являющиеся ориентировочной основой при конструировании и летной эксплуатации самолетов.

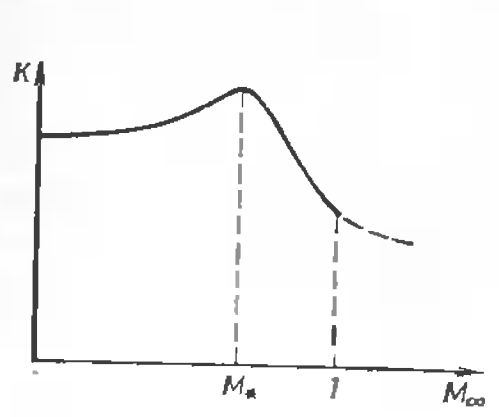


Рис. 3.20. Зависимость аэродинамического качества профиля крыла от числа M_∞ ($\alpha = \text{const}$)

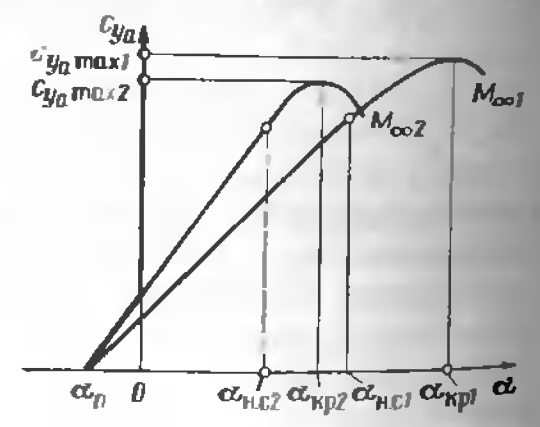


Рис. 3.21. Зависимость коэффициента аэродинамической подъемной силы от угла атаки при $M_{\infty 1} < M_{\infty 2} < M_*$

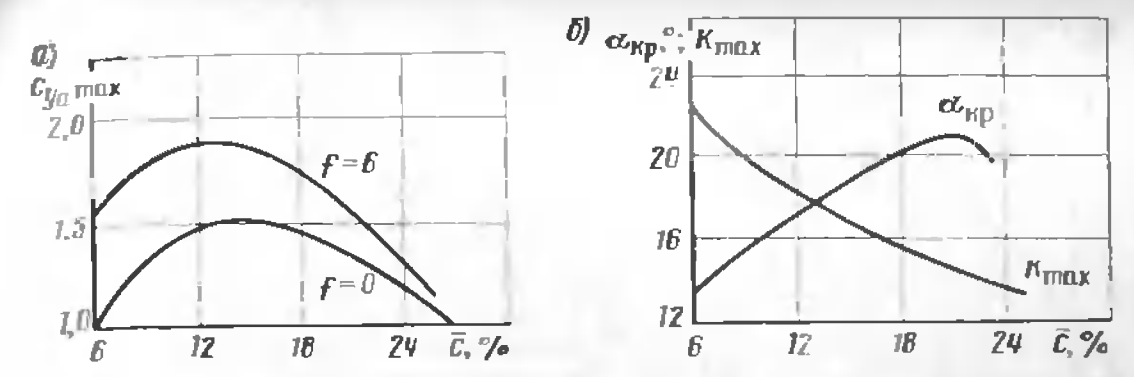


рис. 3.22. Зависимость величин $c_{y_a \max}$, $\alpha_{кр}$ и K_{\max} от относительной толщины профиля

Увеличение относительной толщины профиля \bar{t} приводит сначала к росту коэффициента подъемной силы $c_{x_a \max}$ и достижению максимальных значений при некоторых значениях \bar{t} , затем к постепенному уменьшению (рис. 3.22, а). При этом коэффициент силы лобового сопротивления $c_{x_a \min}$ возрастает по закону, близкому к линейному. Критический угол атаки $\alpha_{кр}$ с увеличением \bar{t} увеличивается, а максимальное аэродинамическое качество K_{\max} уменьшается (рис. 3.22, б). Аэродинамический фокус профиля при увеличении \bar{t} незначительно смещается вперед.

С увеличением относительной кривизны \bar{f} профиля, геометрической и аэродинамической кривки крыла наблюдается рост коэффициента $c_{y_a \max}$ (см. рис. 3.22, а). Кривая $c_{y_a}(\alpha)$ с увеличением кривизны

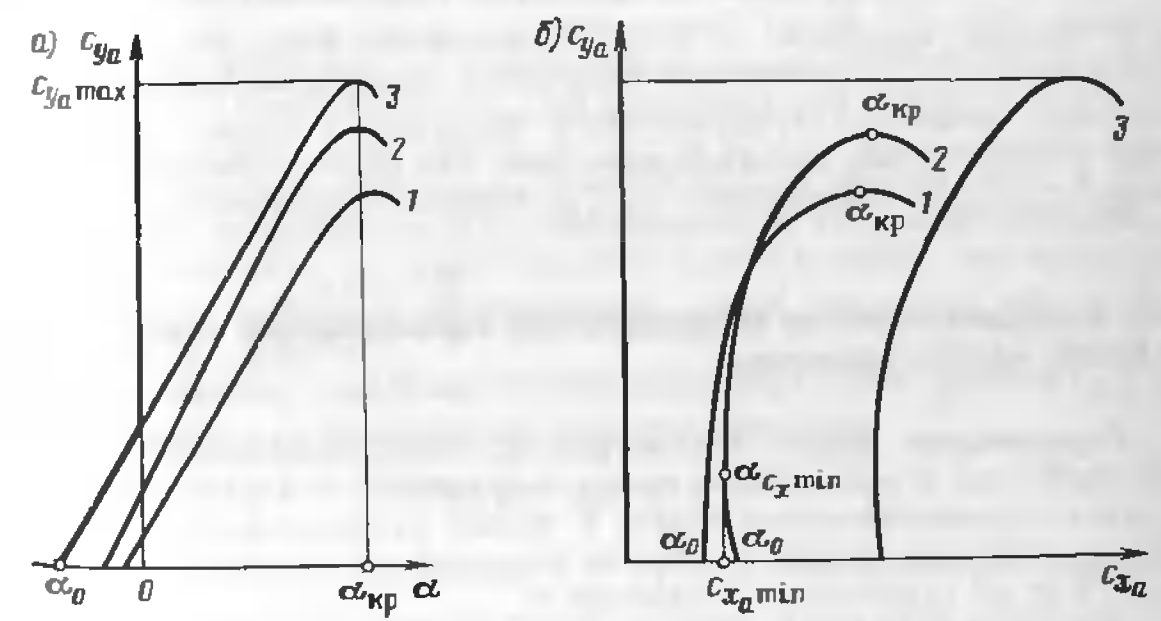


Рис. 3.23. Зависимость коэффициента аэродинамической подъемной силы от угла атаки крыла (а) и поляры крыла (б): 1 — несимметричный профиль; 2 — отрицательная геометрическая кривка; 3 — закрылки отклонены

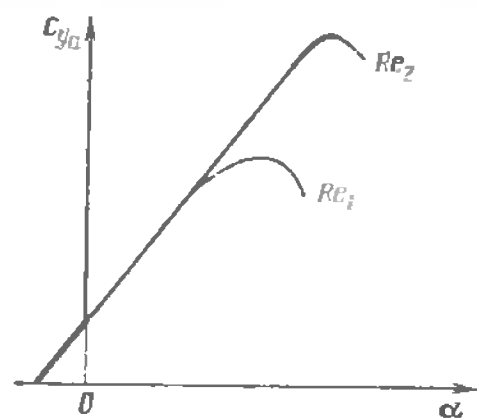


Рис. 3.24. Влияние числа Re на коэффициент аэродинамической подъемной силы

f профилей крыла и крутки смещается влево, в сторону меньших углов атаки (рис. 3.23, а).

Крутка крыла приводит к некоторому увеличению коэффициента лобового сопротивления в области углов атаки, близких к $\alpha_{нс}$. Поляра крыла имеет характерный изгиб (рис. 3.23, б). Минимальный коэффициент лобового сопротивления соответствует углу атаки $\alpha_{c_{x\min}} > \alpha_0$. При этом в зависимости от относительной толщины профиля \bar{c} и изменения относительной кривизны \bar{f} изменяется положение

центра давления \bar{x}_d . Эта зависимость носит сложный характер и получается экспериментально.

Значительное влияние на аэродинамические характеристики профиля и крыла оказывают число Re_∞ и начальная турбулентность воздушного потока (рис. 3.24). С ростом числа Re_∞ на профилях средней толщины коэффициент $c_{n\max}$ увеличивается, точка отрыва пограничного слоя перемещается ближе к задней кромке профиля из-за повышения интенсивности переноса количества движения в пограничном слое. У тонких профилей с заостренным носом отрыв пограничного слоя происходит при малых углах атаки вблизи носка, поэтому коэффициент $c_{n\max}$ для них практически не зависит от числа Re_∞ .

Для толстых профилей ($\bar{c} > 15\%$) увеличение числа Re_∞ вызывает уменьшение $c_{y_{a\max}}$ вследствие повышения градиентов давлений. Возрастание начальной турбулентности воздушного потока уменьшает зону с ламинарным пограничным слоем, что ведет к увеличению значения $c_{x_{a\min}}$, а коэффициент $c_{y_{a\max}}$ изменяется незначительно.

3.4. Аэродинамические характеристики стреловидного крыла и крыла малого удлинения

Стреловидное крыло. Рассмотрим основные аэродинамические характеристики стреловидного крыла в сравнении с характеристиками прямого трапециевидного крыла с малым углом стреловидности по передней кромке. Крылья набраны из одинаковых профилей и имеют одно и то же удлинение λ и сужение η .

Угол атаки нулевой подъемной силы α_0 определяется кривизной профилей и для плоского крыла от угла стреловидности не зависит. Так как подъемная сила стреловидного крыла создается только нормальной к передней кромке составляющей скорости V_n , то при рав-

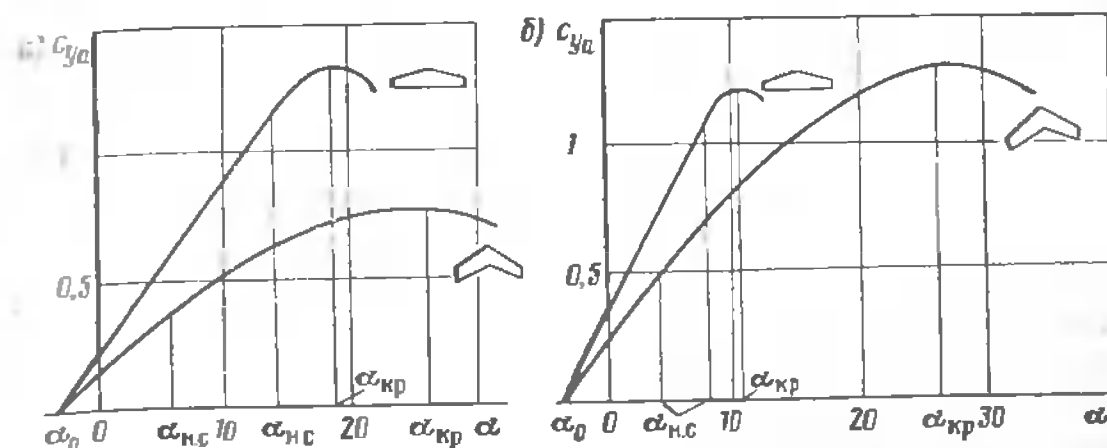


Рис. 3.25. Зависимости коэффициента c_{y_a} от угла атаки для прямого и стреловидного крыльев: при докритическом (а) и закритическом (б) числах M_∞

ных углах атаки коэффициент подъемной силы c_{y_a} стреловидного крыла меньше, чем у прямого (рис. 3.25, а).

Вследствие роста пиков разрежения в концевых сечениях при увеличении угла атаки до значений $\alpha_{нс}$ раньше, чем в других сечениях крыла, зарождается срыв потока. Срыву потока в концевых сечениях способствует то, что сюда, в область высоких разрежений, перетекает пограничный слой с участков крыла, расположенных ближе к плоскости симметрии. Срыв потока начинается на меньших углах атаки, чем у прямого крыла, но зона срыва потока с увеличением угла атаки расширяется медленнее, чем у прямого, так как этому препятствует тангенциальная составляющая скорости потока V_t , направленная против распространения срыва. Такой характер распространения срыва потока на стреловидном крыле обуславливает плавное изменение коэффициента $c_{y_a}(\alpha)$ в сравнительно широком диапазоне докритических углов атаки: $\alpha_{нс} \leq \alpha \leq \alpha_{кр}$. Критический угол атаки $\alpha_{кр}$ стреловидного крыла заметно больше, чем прямого, и увеличивается с увеличением угла стреловидности. При этом максимальный коэффициент $c_{y_{a\max}}$ стреловидного крыла меньше, чем прямого, т. е. несущие свойства у стреловидного крыла при малых числах M_∞ хуже, чем у прямого.

Коэффициенты аэродинамической подъемной силы прямого $c_{y_{aп}}$ и стреловидного $c_{y_{aс}}$ крыльев связаны соотношением

$$c_{y_{aс}} \approx c_{y_{aп}} \cos^2 \chi. \quad (3.23)$$

Соответственно производные $c_{y_{aп}}^\alpha$ и $c_{y_{aс}}^\alpha$, характеризующие изменение коэффициента подъемной силы при изменении угла атаки на 1° , связаны соотношением:

$$c_{y_{aс}}^\alpha \approx c_{y_{aп}}^\alpha \cos^2 \chi. \quad (3.24)$$

Поскольку с увеличением угла стреловидности $\cos \chi$ уменьшается, то из выражений (3.23) и (3.24) следует, что с увеличением угла стреловидности несущие свойства крыла ухудшаются. Профильное сопротивление стреловидного крыла почти полностью определяется сопротивлением трения и практически не зависит от угла стреловидности.

Коэффициенты индуктивного сопротивления прямого и стреловидного крыльев одного удлинения при малых числах M_∞ и углах стреловидности $\chi \leq 20^\circ$ практически одинаковы. С увеличением угла стреловидности коэффициент c_{xi} увеличивается и при угле $\chi = 35^\circ$ примерно в 1.2 раза больше, чем у прямого крыла. Увеличение стреловидности и сужения крыла приводит к более раннему срыву потока на его концах, так как способствует повышению аэродинамической нагрузки в концевых сечениях, а также перетеканию пограничного слоя от срединных сечений к концам крыла. Таким образом, при малых числах M_∞ коэффициент аэродинамической подъемной силы является функцией удлинения, стреловидности и сужения крыла. Чем меньше удлинение и больше стреловидность крыла, тем меньше производная c_{ya}^a (тем больше кривая $c_{ya}(\alpha)$ наклонена к оси абсцисс), тем хуже несущие свойства крыла.

При числах $M_\infty \geq M_*$ на наиболее аэродинамически нагруженных участках поверхности крыла возникает и развивается волновой кризис. Так как критическое число M_* стреловидного крыла существенно больше, чем прямого, то при закритических для прямого крыла скоростях полета коэффициент подъемной силы стреловидного крыла продолжает расти и превышает коэффициент подъемной силы прямого крыла (рис. 3.25, б). Даже при смешанном обтекании стреловидного крыла, несмотря на снижение местных коэффициентов подъемной силы, в зонах волнового срыва потока коэффициент подъемной силы стреловидного крыла продолжает расти до $M_\infty \approx 1$.

Наличие волнового сопротивления приводит к соответствующему увеличению лобового сопротивления. Наклон скачков уплотнения к вектору скорости V_∞ в плоскости OXZ (см. рис. 2.31) обуславливает снижение интенсивности скачков уплотнения и уменьшение c_{x0n} , а следовательно, и c_{x0} стреловидного крыла по сравнению с прямым. Несмотря на то, что коэффициент индуктивного сопротивления c_{xi} стреловидного крыла больше, чем прямого крыла такого же удлинения, но благодаря меньшему волновому сопротивлению давления c_{x0v} наблюдается снижение коэффициента волнового сопротивления c_{x0v} стреловидного крыла по сравнению с прямым. Например, в диапазоне чисел $M_\infty = 0,8...0,85$ крыло с углом стреловидности $\chi = 35^\circ$ имеет коэффициент волнового сопротивления примерно на 25% меньше, чем прямое. Снижение коэффициента волнового сопротивления стреловидного крыла приводит к существенному снижению коэффициента профильного сопротивления или сопротивления формы крыла (рис. 3.26).

Снижение скоростей полета до значений, соответствующих числам $M_\infty < M_*$, избавляет от волнового сопротивления и тем самым обеспечивает снижение лобового сопротивления.

Значительное влияние на аэродинамические характеристики стреловидного крыла оказывает удлинение. Чем меньше удлинение, тем на большую часть крыла распространяется перетекание потока через концевые части и переднюю кромку, тем больше коэффициент индуктивного сопротивления. Вместе с тем уменьшение удлинения крыла приводит к уменьшению волнового сопротивления давления и коэффициент профильного сопротивления при $M_* < M_\infty < 1$ крыльев малого удлинения меньше, чем крыльев большого удлинения (рис. 3.27). Поэтому в указанном диапазоне чисел M_∞ целесообразно применение крыла малого удлинения.

Крыло малого удлинения. Нелинейность зависимости $c_{ya}(\alpha)$ крыла малого удлинения обуславливается началом срыва потока на малых углах атаки у боковых и передних кромок, а при увеличении углов атаки — у задней кромки (рис. 3.28). Образующиеся вихри создают дополнительное разрежение на верхней поверхности крыла, что приводит к росту коэффициента подъемной силы, и при больших углах атаки он может превысить значение c_{ya} для крыла большого удлинения. Срыв потока с крыла малого удлинения приводит к росту индуктивного сопротивления и снижению аэродинамического качества.

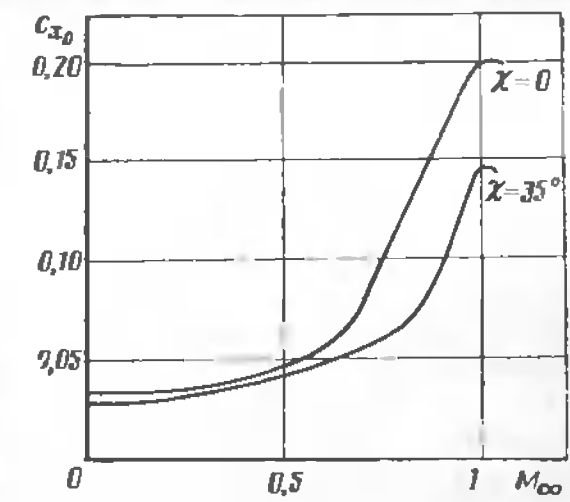


Рис. 3.26. Зависимость коэффициента c_{x0} от числа M_∞ при различных углах стреловидности

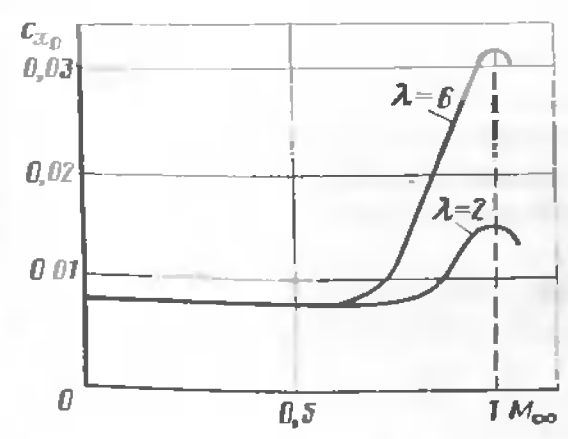


Рис. 3.27. Зависимость коэффициента профильного сопротивления от числа M_∞

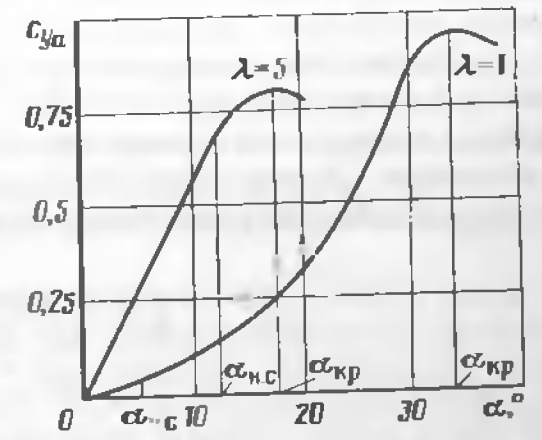


Рис. 3.28. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки крыльев большого и малого удлинения

Для транспортных самолетов, рассчитанных на скорости полета, соответствующие числам $M_{\infty} < M_*$, целесообразно применение крыла большого удлинения ($\lambda = 7 \dots 13$), обладающего существенно более низким индуктивным сопротивлением и высоким аэродинамическим качеством.

Применение аэродинамической и геометрической крутки, обеспечивающей приемлемое распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла, аэродинамических гребней, препятствующих стеканию пограничного слоя от корневых к концевым сечениям, концевых аэродинамических поверхностей, снижающих перетекание потока с нижней поверхности крыла на верхнюю, подбор профилей, обладающих приемлемыми характеристиками, обеспечение переменной стреловидности по размаху позволяют в значительной мере улучшить аэродинамические свойства стреловидного крыла.

3.5. Характеристики фюзеляжа

Геометрические характеристики. Фюзеляж — основная часть конструкции самолета, служащая для соединения в одно целое всех его частей, а также для размещения экипажа, пассажиров, оборудования и грузов. Фюзеляж современного транспортного самолета представляет собой вытянутое по потоку тело вращения с тупым закругленным носом и заостренной хвостовой частью. Форма фюзеляжа определяется назначением самолета (пассажирский или грузовой), компоновкой, диапазоном скоростей полета. Для обеспечения наименьшего сопротивления фюзеляжу стремятся придать плавные формы контура.

Длина фюзеляжа l_{ϕ} — расстояние между двумя плоскостями, касающимися носовой и хвостовой частей фюзеляжа и перпендикулярными к его строительной горизонтали (рис. 3.29). Высотой h_{ϕ} и шириной d_{ϕ} называются максимальные внешние размеры поперечного сечения фюзеляжа, перпендикулярного к строительной горизонтали. За строительную горизонталь принимается некоторая условная линия в плоскости симметрии фюзеляжа, относительно которой определяют координаты элементов самолета при его проектировании и изготовлении. Удлинением фюзеляжа называется отношение длины фюзеляжа к его эквивалентному диаметру:

$$\lambda_{\phi} = l_{\phi} / d_{\phi} \quad (3.25)$$

Эквивалентный диаметр фюзеляжа d_{ϕ} — диаметр круга, площадь которого равна площади миделевого сечения S_M . Эквивалентный диаметр фюзеляжа

$$d_{\phi} = \sqrt{4S_M} \pi \quad (3.26)$$

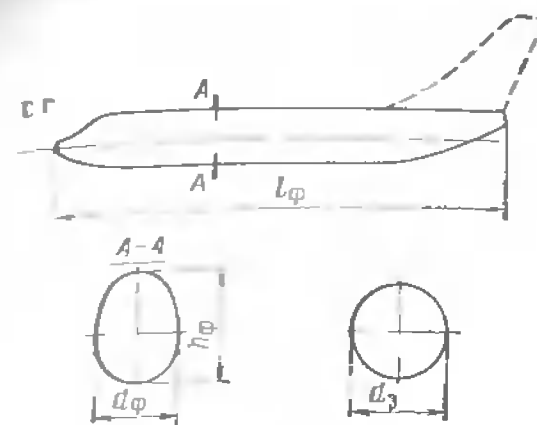


Рис. 3.29 Основные геометрические характеристики фюзеляжа

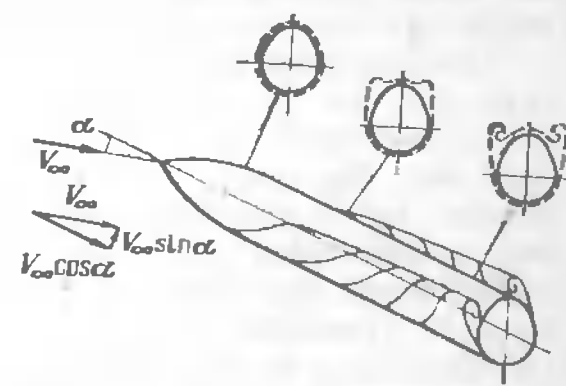


Рис. 3.30 Обтекание фюзеляжа воздушным потоком при небольшом угле атаки

Миделевым сечением фюзеляжа называется сечение, перпендикулярное строительной горизонтали и имеющее наибольшую площадь.

Обтекание фюзеляжа воздушным потоком. При угле атаки $\alpha = 0$ воздушный поток набегаёт на фюзеляж параллельно строительной горизонтали (продольной оси фюзеляжа). В носовой части пограничный слой, как правило, ламинарный. По мере удаления от носка толщина пограничного слоя растёт, ламинарный слой постепенно переходит в турбулентный. При угле атаки $\alpha \neq 0$ появляется поперечная составляющая скорости набегающего воздушного потока $V_{\infty} \sin \alpha$ (рис. 3.30). Часть воздушного потока перетекает с наветренной стороны (обращенной к вектору скорости набегающего воздушного потока) на подветренную, что способствует увеличению толщины пограничного слоя. Вязкость воздуха приводит к уменьшению скорости течения в пограничном слое, вызывает появление положительных градиентов давления и создает условия для его отрыва с боковых поверхностей.

Непрерывно утолщающийся по мере удаления от носовой части пограничный слой отрывается вдоль некоторой линии отрыва и непрерывно сносится по потоку, сворачиваясь в мощные вихревые жгуты на боковых сторонах фюзеляжа. Положение точек отрыва пограничного слоя относительно передней точки фюзеляжа и начало образования вихревой системы зависят от угла атаки, формы, чисел Re_{∞} и M_{∞} . С увеличением числа M_{∞} положение точек отрыва смещается к носовой части.

Экспериментально установлено, что при полете с дозвуковой скоростью ($M < M_*$) можно выделить три режима обтекания фюзеляжа: при малых углах атаки ($\alpha < 5^\circ$) наблюдается безотрывное обтекание; при средних углах атаки ($5^\circ < \alpha < 16^\circ$) наблюдается отрыв воздушного потока с боковых поверхностей и сворачивание его в два вихревых жгута; при больших углах атаки ($\alpha > 25^\circ$) вихревые жгуты срываются с поверхности фюзеляжа, не достигая его хвостовой части. При нарушении симметричности обтекания на средних и больших уг-

лах атаки возможен несимметричный срыв потока с боковых поверхностей, что приводит к появлению моментов рыскания.

Аэродинамические силы. Равнодействующая всех аэродинамических сил, распределенных по поверхности фюзеляжа при обтекании его воздушным потоком, называется полной аэродинамической силой фюзеляжа R_Φ . Она приложена в центре давления $D(\Phi)$ — точке пересечения линий действия полной аэродинамической силы со строительной горизонталью (рис. 3.31). Полную аэродинамическую силу фюзеляжа можно разложить по осям скоростной и связанной систем координат. Проекция полной аэродинамической силы R_Φ на оси OX и OY связанной системы называются соответственно: продольной X_Φ и нормальной Y_Φ силами. Проекция полной аэродинамической силы на оси скоростной системы координат OX_a и OY_a называются соответственно: подъемной силой фюзеляжа $Y_{a\Phi}$ и силой лобового сопротивления $X_{a\Phi}$. При малых углах атаки можно считать, что $Y_\Phi \approx Y_{a\Phi}$ и $X_\Phi \approx X_{a\Phi}$. Эти силы определяются по общим формулам аэродинамических сил:

$$Y_\Phi \approx Y_{a\Phi} = c_{y_{a\Phi}} \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S_M \quad (3.27)$$

$$X_\Phi \approx X_{a\Phi} = c_{x_{a\Phi}} \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S_M \quad (3.28)$$

Нормальная и подъемная силы фюзеляжа, приложенные в центре давления, создают аэродинамические моменты относительно передней точки фюзеляжа

$$M_{z\Phi} \approx M_{z_{a\Phi}} = m_{z\Phi} \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S_M l_\Phi \quad (3.29)$$

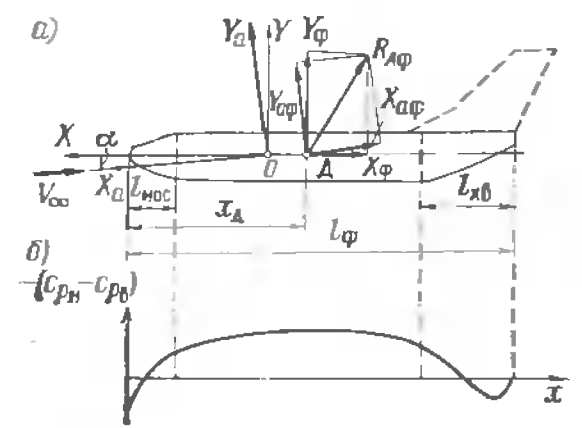


Рис. 3.31. Составляющие полной аэродинамической силы фюзеляжа R_Φ в проекциях на оси скоростной и связанной системы координат (а) и эпюра распределения коэффициента давления по поверхности (б)

Коэффициенты аэродинамических сил и моментов фюзеляжа, как и крыла, определяются расчетом или экспериментально при продувке моделей фюзеляжа в аэродинамических трубах. На рис. 3.31, б показана эпюра распределения коэффициента давления по поверхности фюзеляжа.

Коэффициент нормальной силы

$$c_{y_\Phi} = c_{y_{нос}} + c_{y_{ср}} + c_{y_{хв}} \quad (3.30)$$

где $c_{y_{нос}}$, $c_{y_{ср}}$, $c_{y_{хв}}$ — коэффициенты аэродинамических нормальных сил, возникающих на носовой, средней и хвостовой частях фюзеляжа.

Из рис. 3.31, а и соотношений (3.27) и (3.28) можно найти зависимость между коэффициентами аэродинамических сил в скоростной и связанной системах координат: $c_{y_{a\Phi}} = c_{y_\Phi} \cos \alpha - c_{x_\Phi} \sin \alpha$. Отсюда следует, что при малых углах атаки $c_{y_{a\Phi}} \approx c_{y_\Phi}$.

Аэродинамические характеристики. Типичные аэродинамические характеристики фюзеляжа, полученные экспериментально, приедены на рис. 3.32. В пределах линейного участка кривой $c_{y_{a\Phi}}(\alpha)$ справедливо соотношение $c_{y_{a\Phi}} = c_{y_{a\Phi}^a} \alpha$. Тогда

$$c_{y_{a\Phi}^a} \approx c_{y_\Phi^a} = c_{y_{нос}^a} + c_{y_{ср}^a} + c_{y_{хв}^a} \quad (3.31)$$

Значения $c_{y_\Phi^a}$ и $c_{y_{a\Phi}^a}$ зависят от формы носовой, хвостовой и средней частей фюзеляжа, структуры пограничного слоя, удлинения фюзеляжа, чисел M_∞ и Re .

Аэродинамическую силу сопротивления фюзеляжа можно представить как сумму аэродинамических сил сопротивления трения, действующих по касательной к поверхности, и сил сопротивления давления, действующих по нормали к поверхности. Сопротивление давления можно рассматривать как сумму сопротивлений давления на носовую, хвостовую части и сопротивления давления на донном срезе. С другой стороны, аэродинамическое сопротивление можно представить как сумму профильного сопротивления X_0 , которое не связано с образованием подъемной силы, и индуктивного сопротивления X_i , зависящего от подъемной силы. Сопротивление давления можно рассматривать как сумму вихревого и волнового сопротивлений, которые отсутствуют в профильном и индуктивном сопротивлениях:

$$c_{x_\Phi} = c_{x_0\Phi} + c_{x_i\Phi} + c_{x_w\Phi} \quad (3.32)$$

где $c_{x_0\Phi}$, $c_{x_i\Phi}$, $c_{x_w\Phi}$ — соответственно коэффициент профильного, индуктивного и волнового сопротивлений фюзеляжа.

При дозвуковых скоростях полета на долю сопротивления трения приходится 75 ... 80 % от общего сопротивления и на долю сопротивления давления 15 ... 20 %. При трансзвуковых скоростях полета вследствие роста волнового сопротивления сопротивление давления может в 1.5 ... 2 раза превышать сопротивление трения. Для снижения аэродинамического сопротивления фюзеляжу стремятся придать форму с минимальной поверхностью трения. При числе $M_\infty \leq 0,7$ оп-

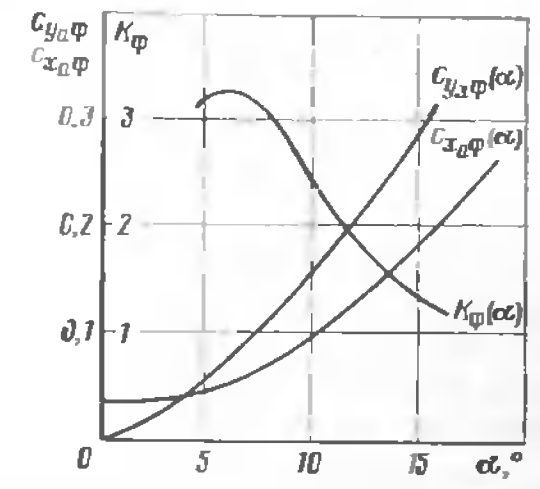


Рис. 3.32. Типичные аэродинамические характеристики фюзеляжа при $M \leq 0,7$

гимальное удлинение таких фюзеляжей λ (ф) = 7 ÷ 9. Носовая часть фюзеляжа выполняется закругленной.

При трансзвуковых скоростях полета ($M_{\infty} \leq 0,9$) на фюзеляже появляются местные сверхзвуковые зоны течения, скачки уплотнения, волновой срыв потока, что приводит к появлению волнового сопротивления. Заметим, что влияние сжимаемости воздуха на фюзеляже проявляется слабее, чем на крыле (например, у крыла с относительной толщиной профиля $\bar{c} = 15\% M_* = 0,78$, а у фюзеляжа $M_* = 0,92$). Для уменьшения волнового сопротивления выгоднее применять фюзеляжи большого удлинения ($\lambda = 10 \div 15$) с заостренной носовой частью.

Для предотвращения касания хвостовой частью фюзеляжа поверхности взлетно-посадочной полосы (ВПП) при взлете и посадке хвостовая часть фюзеляжа выполняется несколько приподнятой. У грузовых транспортных самолетов, имеющих отклоняющуюся рампу для погрузки, хвостовая часть плоская и более поднята, чем у пассажирских самолетов, что приводит к увеличению донного сопротивления фюзеляжа и ухудшению аэродинамических характеристик. Для уменьшения сопротивления на наружной поверхности вдоль фюзеляжа в хвостовой части устанавливаются ребра, что позволяет снизить сопротивление фюзеляжа на 10...15% и повысить аэродинамическое качество самолета на крейсерских режимах полета. Рассмотренный подход к определению аэродинамических характеристик фюзеляжа в полной мере относится к определению аэродинамических характеристик других тел вращения, например мотогондол силовой установки.

3.6. Характеристики органов управления

Общие сведения. К основным аэродинамическим органам управления самолета относятся оперение, руль высоты, руль направления и элероны. При обтекании органов управления воздушным потоком на них создаются аэродинамические силы. Они сравнительно невелики, но благодаря большому плечу относительно центра масс самолета создают аэродинамические моменты, способные уравновесить суммарный момент от всех остальных частей самолета: крыла, фюзеляжа, шасси, гондол и т.п. При отклонении органов управления изменяются аэродинамические моменты, под действием которых самолет разворачивается относительно центра масс. При этом изменяются углы атаки, скольжения и крена, что вызывает соответствующее изменение аэродинамических сил, действующих на самолет, и изменение траектории движения.

Эффективность аэродинамических органов управления оценивается приращением управляющего момента, равного произведению равнодействующей аэродинамической силы органа управления на ее плечо относительно соответствующей оси связанной системы координат при

полном отклонении органа управления. Она зависит от площади оперения и рулей, расположения их на самолете, их формы, плотности воздуха (высоты полета) и других факторов. На самолетах традиционной компоновочной схемы оперение расположено в хвостовой части фюзеляжа, а на самолетах типа «утка» — перед крылом.

Оперение представляет собою несущие поверхности, предназначенные для обеспечения продольной (относительно оси OZ) и поперечной (относительно оси OY) устойчивости и управляемости самолета. **Горизонтальное оперение** — часть оперения, предназначенная для обеспечения продольной балансировки, устойчивости и управляемости самолета, а также управления самолетом относительно поперечной оси. Основные типы горизонтального оперения показаны на рис. 3.33. Наибольшее распространение получили неподвижные и подвижные стабилизаторы, на которых установлены рули высоты.

Неподвижный стабилизатор жестко связан с фюзеляжем и имеет постоянный угол установки относительно строительной горизонтали. Он обеспечивает грубую балансировку самолета относительно оси OZ на всех допустимых режимах полета, а точную балансировку и управление продольным движением осуществляют отклонением руля высоты. **Подвижный стабилизатор** с изменяемым углом установки в полете используется для балансировки самолета, а руль высоты — для изменения угла атаки и управления продольным движением самолета. **Переставной стабилизатор** отличается от подвижного тем, что способен занимать несколько фиксированных положений. **Управляемый стабилизатор** без руля высоты обеспечивает балансировку и управление движением на всех режимах полета.

Дифференциальный стабилизатор состоит из двух половин и обеспечивает продольную балансировку, а также управление продольным движением при отклонении обеих половин на одинаковый угол вверх или вниз. При отклонении половин стабилизатора на разные углы осуществляется управление самолетом в боковом движении (относительно осей OX и OY).

По месту расположения горизонтальное оперение разделяется на низко- и высокорасположенное. **Низкорасположенное горизонтальное оперение** (рис. 3.33, а) в полете постоянно находится в возмущенном воздушном потоке и только при больших углах атаки выходит из него. Значительное влияние на характер обтекания такого оперения оказывает снос потока за крылом. **Высокорасположенное горизонтальное**

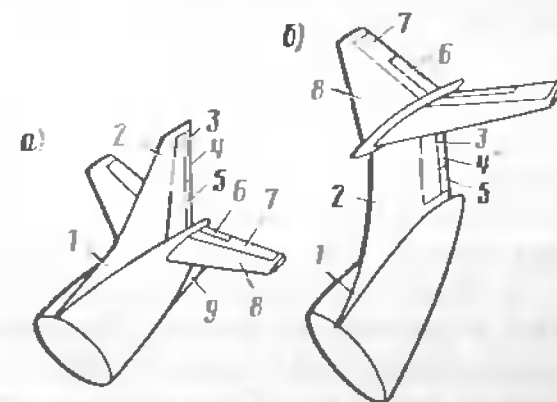


Рис. 3.33. Оперение самолета:
а — с низкорасположенным стабилизатором; б — с высокорасположенным стабилизатором: 1 — форкиль; 2 — киль; 3 — руль направления; 4 — триммер руля направления; 5 — сервокомпенсатор; 6 — триммер руля высоты; 7 — руль высоты; 8 — стабилизатор; 9 — подфюзеляжный гребень

оперение (рис. 3.33, б) в полете находится в невозмущенном крылом потоке и только при выходе на большие углы атаки может попасть в воздушный поток, возмущенный крылом. При этом эффективность его снижается. Скос воздушного потока за крылом оказывает на выкорасположенное оперение небольшое влияние.

С точки зрения аэродинамики, горизонтальное оперение можно рассматривать как крыло, имеющее геометрические характеристики c , λ , η . Функциональное назначение крыла и горизонтального оперения в полете различны. Подъемная сила крыла предназначена для уравнивания силы тяжести самолета и искривления траектории полета вверх (если подъемная сила крыла больше силы тяжести самолета) или вниз (если подъемная сила крыла меньше силы тяжести самолета). Подъемная сила горизонтального оперения нужна для создания аэродинамического момента тангажа, удерживающего самолет под требуемым углом атаки относительно вектора скорости набегающего потока. Отклонение руля высоты вниз (угол отклонения δ_n положителен) или вверх (угол отклонения δ_n отрицателен) приводит к перераспределению давления по поверхности горизонтального оперения, к изменению значения и направления подъемной силы оперения.

Вертикальное оперение состоит из жестко связанного с фюзеляжем киля и руля направления. Принципиально оно работает так же, как и горизонтальное оперение. Отклонение руля направления вправо ($\delta_n > 0$) или влево ($\delta_n < 0$) приводит к перераспределению давления по поверхности вертикального оперения и появлению аэродинамической силы, создающей аэродинамический момент относительно оси OY . **Аэродинамический момент рыскания**, создаваемый вертикальным оперением, возникает также при появлении угла скольжения (несимметричного обтекания). Равнодействующая аэродинамических сил на вертикальном оперении, приложенная в центре давления, создает также аэродинамический момент относительно продольной оси фюзеляжа (аэродинамический момент крена).

Для повышения эффективности вертикального оперения необходимо увеличивать его площадь. Для этого на некоторых самолетах перед килем устанавливают *форкиль*, представляющий собою гребень переменной стреловидности, идущий от киля вдоль верхней образующей фюзеляжа. С этой же целью могут применяться *подфюзеляжные гребни* (рис. 3.33, а). Горизонтальное и вертикальное оперение самолета набирается из симметричных профилей и, как правило, имеет трапециевидную или стреловидную формы.

Аэродинамические характеристики. Рассмотрим картину обтекания горизонтального оперения воздушным потоком при отклонении и неотклоненном руле высоты (рис. 3.34). При симметричном обтекании руля высоты ($\alpha_{г.о} = 0$) и неотклоненном руле высоты давления на верхней и нижней поверхностях равны, поэтому подъемная сила $Y_{г.о} = 0$. При угле атаки $\alpha_{г.о}$ обтекание будет несимметричным и разность давлений на верхней и нижней поверхностях приведет к появлению подъемной силы $Y_{г.о}$. При отклонении руля высоты на не-

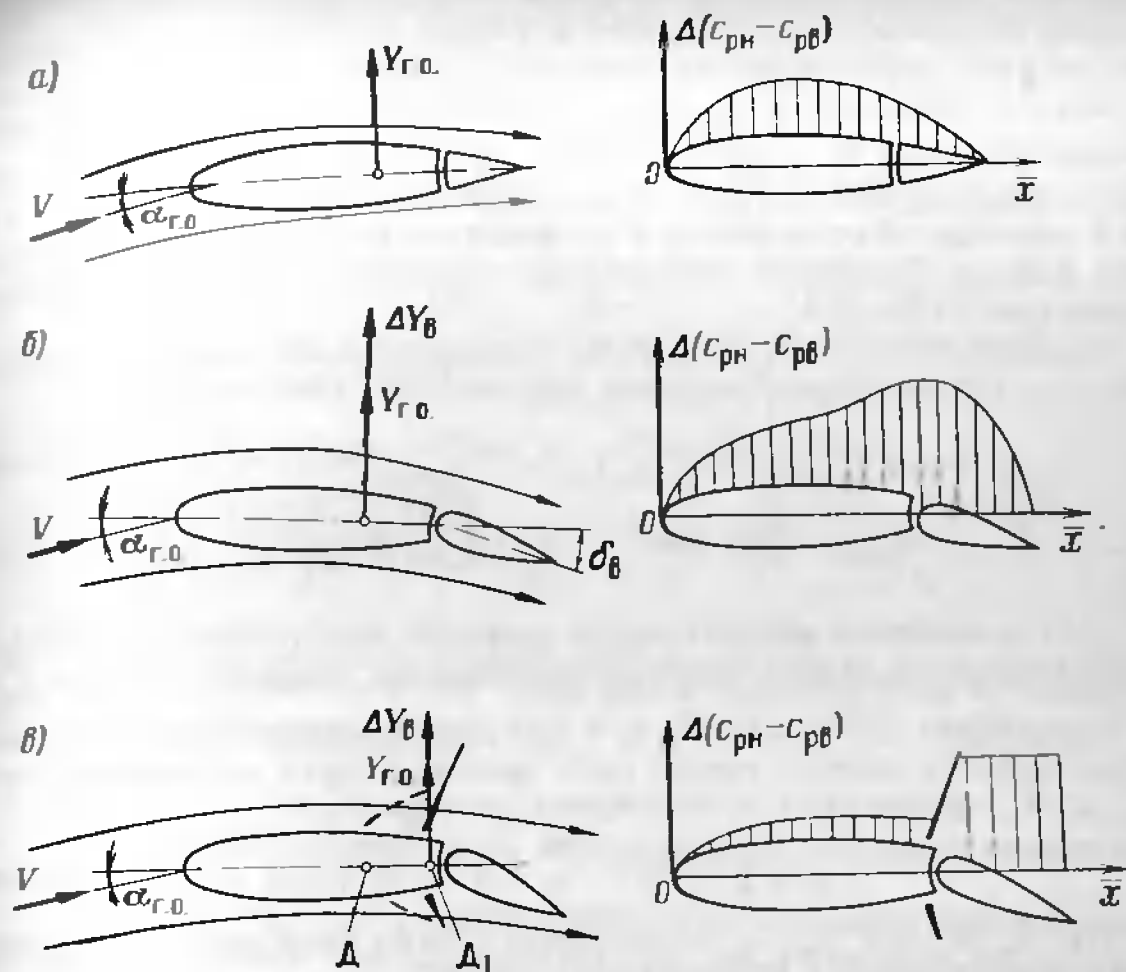


Рис. 3.34. Обтекание стабилизатора воздушным потоком и диаграммы коэффициента давления:

а — при неотклоненном руле высоты и $M_{\infty} < M_*$; б — при отклоненном руле высоты и $M_{\infty} < M_*$; в — при отклоненном руле высоты и $M_{\infty} > M_*$.

большой угол δ_n воздушный поток на верхней поверхности будет разгоняться, а на нижней — тормозиться. В результате произойдет перераспределение давления на поверхностях и возникнет приращение подъемной силы $\Delta Y_{г.о}$. Коэффициент подъемной силы горизонтального оперения при бесрывном обтекании

$$c_{y_{г.о}} = c_{y_{г.о}}^{\alpha_{г.о}} \alpha_{г.о}. \quad (3.33)$$

Приращение коэффициента подъемной силы, вызванное отклонением руля высоты (в пределах бесрывного обтекания),

$$\Delta c_{y_{г.о}} = c_{y_{г.о}}^{\delta_n} \delta_n. \quad (3.34)$$

Производная $c_{y_{г.о}}^{\delta_n}$ показывает, какое приращение коэффициента соответствует отклонению руля высоты на 1° . При отклонении руля

изменяется только относительная кривизна профиля. Остальные геометрические характеристики оперения практически не изменяются, поэтому в зависимости $c_{y_{aг.о}}$ ($\alpha_{г.о}$) изменяется только угол нулевой подъемной силы $\alpha_{г.о}$. Соответственно кривая $c_{y_{aг.о}}$ ($\alpha_{г.о}$), не изменяя своего наклона, смещается в сторону меньших или больших углов атаки в зависимости от значения и направления отклонения руля высоты (рис. 3.35, а). Сказанное в полной мере относится к вертикальному оперению (рис. 3.35, б).

Коэффициенты подъемной силы горизонтального оперения и боковой силы вертикального оперения выражаются зависимостями:

$$c_{y_{aг.о}} = c_{y_{aг.о}}^{\alpha_{г.о}} \alpha_{г.о} + c_{y_{aг.о}}^{\delta_{в}} \delta_{в} = c_{y_{aг.о}}^{\alpha_{г.о}} (\alpha_{г.о} + n_{в} \delta_{в}); \quad (3.35)$$

$$c_{z_{aв.о}} = c_{z_{aв.о}}^{\beta} \beta + c_{z_{aв.о}}^{\delta_{н}} \delta_{н} = c_{z_{aв.о}}^{\beta} (\beta + n_{н} \delta_{н}). \quad (3.36)$$

Для повышения эффективности оперения необходимо увеличивать производные, например для горизонтального оперения $c_{y_{aг.о}}^{\alpha_{г.о}}$ и $c_{y_{aг.о}}^{\delta_{в}}$. В выражениях (3.35) и (3.36) $n_{в}$ и $n_{н}$ — коэффициенты относительной эффективности соответственно руля высоты и руля направления при $M_{\infty} \leq M_{*}$ определяют приближенно по формулам:

$$n_{в} = \sqrt{S_{в}/S_{г.о}}; \quad n_{н} = \sqrt{S_{н}/S_{в.о}}, \quad (3.37)$$

где $S_{в}$, $S_{н}$, $S_{г.о}$, $S_{в.о}$ — соответственно площади рулей высоты и направления, горизонтального и вертикального оперения.

Для стреловидного горизонтального оперения коэффициент подъемной силы определяется

$$c_{y_{aг.о}} = c_{y_{aг.о}}^{\alpha_{г.о}} \cos \chi (\alpha_{г.о} + n_{в} \delta_{в} \cos \chi), \quad (3.38)$$

где χ — угол стреловидности горизонтального оперения по линии 1/4 хорды; $c_{y_{aг.о}}^{\alpha_{г.о}}$ — значение коэффициента для прямого крыла.

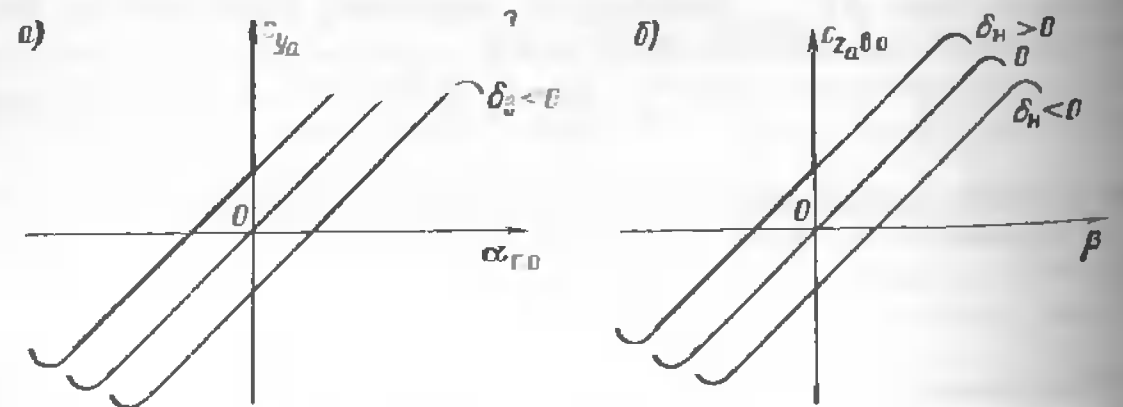


Рис. 3.35. Зависимость коэффициентов аэродинамических сил горизонтального оперения (а) и вертикального оперения (б) от углов $\alpha_{г.о}$ и β

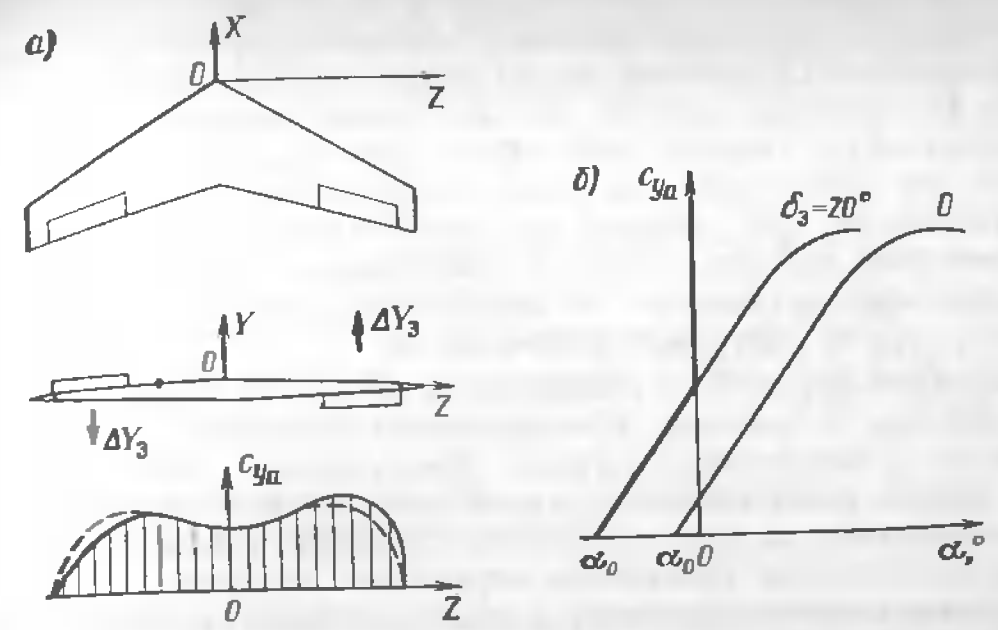


Рис. 3.36. Перераспределение аэродинамической нагрузки на крыле при отклонении элеронов (а) и зависимость коэффициента подъемной силы c_{y_a} крыла от угла атаки при отклонении элерона (б)

Коэффициент боковой силы вертикального оперения определяют по аналогичной формуле.

При числе $M_{\infty} > M_{*}$ коэффициент относительной эффективности рулей уменьшается. Это объясняется тем, что в условиях дозвукового обтекания перераспределение аэродинамической нагрузки, например при отклонении руля высоты, распространяется на всю площадь оперения (см. рис. 7.6, б), а при появлении скачков уплотнения отклонение руля высоты вызывает перераспределение давлений только на части стабилизатора за скачком уплотнения, поскольку возмущения не могут распространяться через скачок уплотнения (см. рис. 3.34, в). Перераспределение давления вызывает смещение центра давления. Уменьшение коэффициента при сверхзвуковом обтекании вызвало применение управляемого стабилизатора без руля высоты.

Характеристики элеронов. Элероны служат для управления самолетом по углу крена. Кинематическая схема системы управления элеронами выполнена так, что при повороте штурвала один из них отклоняется вверх, а другой вниз (рис. 3.36, а). За положительное отклонение элеронов принято такое, при котором правый элерон отклонен вниз. При отклонении элеронов на участках крыла, занимаемых элеронами, происходит перераспределение несущей аэродинамической нагрузки, что приводит к увеличению подъемной силы на величину ΔY_3 на полукрыле с отклоненным вниз элероном и уменьшение подъемной силы на величину ΔY_3 на крыле с элероном, отклоненным вверх. Эта пара сил создает аэродинамический момент относительно оси Ox .

Отклонение элеронов вызывает изменение лобового сопротивления. Разность сил лобового сопротивления создает аэродинамический момент относительно оси OY , под действием которого самолет может развернуться в сторону полукрыла с опущенным элероном. Для устранения этого недостатка применяется дифференциальное управление элеронами, при котором элероны отклоняются вверх на угол, больший, чем при отклонении противоположного элерона вниз. Отклонение элерона приводит к соответствующему изменению зависимости $c_{y\alpha}(\alpha)$ на полукрыле (рис. 3.36, б).

Функции управления самолетом по крену могут также выполнять интерцепторы и элевоны. *Интерцепторы* применяют, как правило, совместно с элеронами. *Элевоны* представляют собою подвижные части крыла, выполняющие функции руля высоты и элеронов. Элевоны применяются на самолетах схемы «летающее крыло». Углы отклонения всех органов управления ограничены по срыву потока. Большие углы отклонения органов управления приводят к увеличению кривизны профиля, появлению срыва потока, уменьшению или к полной потере эффективности органов управления.

3.7. Шарнирные моменты рулей

Природа шарнирных моментов. При обтекании воздушным потоком отклоненного от нейтрального положения руля возникают аэродинамические силы, которые создают относительно оси вращения аэродинамический момент, называемый *шарнирным* $M_{ш}$. Например, при отклонении руля высоты на угол δ_v (рис. 3.37) возникает шарнирный момент руля высоты, равный произведению подъемной силы Y_v на плечо b_v :

$$M_{ш.в} = Y_v b_v = m_{ш.в} S_v b_{A_v} \kappa_{оп} q_{\infty}, \quad (3.39)$$

где $m_{ш.в}$ — коэффициент шарнирного момента, получаемый экспериментально; S_v и b_{A_v} — соответственно площадь и средняя аэродинамическая хорда руля высоты; $\kappa_{оп}$ — коэффициент торможения потока в области оперения; q_{∞} — скоростной напор невозмущенного потока.

Шарнирные моменты других аэродинамических органов управления выражаются формулами, аналогичными (3.39).

Значения потребных усилий P , прикладываемых пилотом к рычагу управления (штурвалу, педали) для отклонения органа управления, зависят от шарнирного момента и схемы проводки системы управления, характеризующейся *коэффициентом передачи* $\kappa_{ш}$, показывающим отношение приращения отклонения органа управления, на единичное перемещение рычага управления, например, для руля высоты:

$$\kappa_{ш} = \frac{\delta b_v}{\delta X_v}; \quad (3.40)$$

$$P = \kappa_{ш} M_{ш}. \quad (3.41)$$

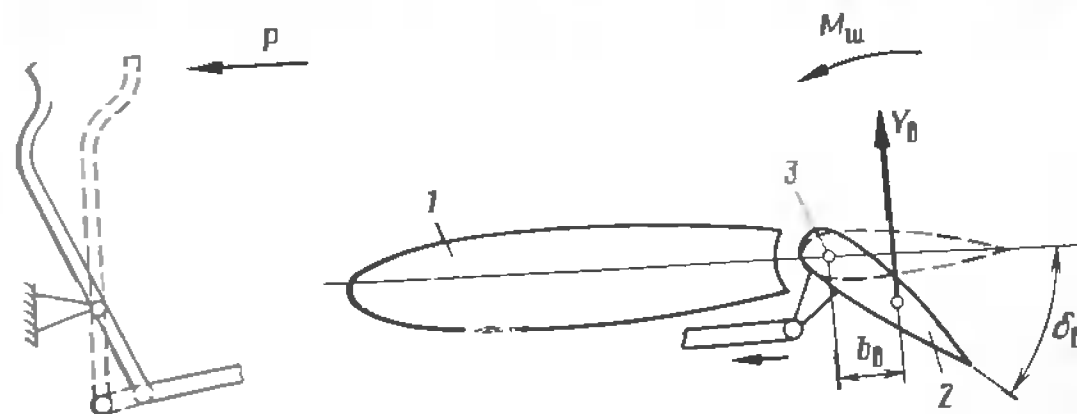


Рис. 3.37. Схема нагружения штурвала:
1 — стабилизатор; 2 — руль высоты; 3 — ось вращения

Как видно из формулы (3.41), чем больше шарнирный момент, тем больше усилие P на рычаге управления. С увеличением площади руля и скорости полета шарнирный момент интенсивно растет. Следовательно, возрастает и усилие на рычагах управления. На современных самолетах, требующих больших площадей органов управления и рассчитанных на значительные скорости полета, потребные усилия P могут превысить мускульные возможности пилота при ручном управлении. Для уменьшения усилий на рычагах управления применяются гидроусилители и другие системы автоматики. На самолетах с ручным управлением для уменьшения усилий применяются различные средства аэродинамической компенсации шарнирных моментов рулей.

Компенсация шарнирных моментов. Существует несколько видов аэродинамической компенсации: роговая, осевая, внутренняя, сервокомпенсация, триммер и серворуль. Действие всех видов аэродинамической компенсации сводится к тому, что часть аэродинамической силы на руле создает момент, противоположно направленный шарнирному моменту.

Роговая аэродинамическая компенсация осуществляется с помощью компенсатора, представляющего собой часть рулевой поверхности, расположенной впереди оси вращения (шарнира) у внешнего края руля (рис. 3.38, а). Площадь рогового компенсатора равна 8–12 % площади руля.

Осевая аэродинамическая компенсация выполняется с помощью осевого компенсатора — части руля, расположенной впереди оси вращения по осевой длине руля (рис. 3.38, б). Относительная пло-

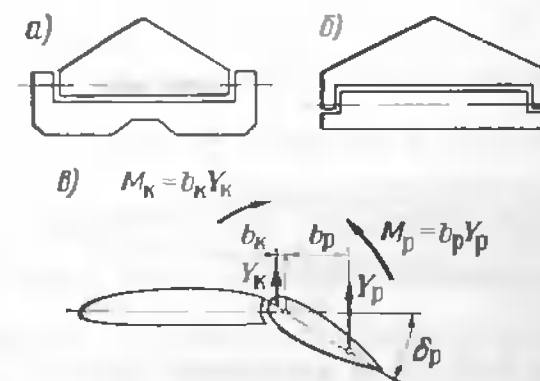


Рис. 3.38. Роговая (а), осевая (б) компенсация шарнирных моментов руля и принцип работы компенсатора (в)

щадь осевого компенсатора равна 10—30 % площади руля. Аэродинамические моменты, создаваемые относительно оси вращения рулем $M_p = b_p Y_k$ и компенсатором $M_k = b_k Y_k$, имеют противоположные знаки (рис. 3.38, в). Значение шарнирного момента определяется их разностью $|M_{ш}| = |M_p| - |M_k|$.

При больших отклонениях руля с осевой компенсацией передняя кромка его может выйти за очертания профиля стабилизатора (киля, крыла). В этом случае возникает дополнительный компенсирующий момент M_k , который может превышать момент M_p , что приведет к обратным усилиям на рычаге управления. При очень больших отклонениях органа управления и возникновении недопустимо больших углов атаки или скольжения может развиваться срыв потока на управляющей поверхности. При этом под действием компенсирующего момента руль может отклониться в крайнее положение. Для его возвращения может потребоваться усилие на рычаге управления, находящееся за пределами физических возможностей пилота. Такое явление называется перекомпенсацией органа управления.

Внутренняя аэродинамическая компенсация применяется преимущественно на элеронах и представляет собой осевой компенсатор большой относительной площади, помещенный в камеру с узкими щелями (рис. 3.39). Камера разделена герметической гибкой перегородкой, прикрепленной с одной стороны к носку элерона, а с другой — к стенке камеры. Носок элерона находится под действием разности статических давлений, которые устанавливаются на данном режиме полета в обеих полостях камеры. Площадь компенсатора составляет около 40 % площади элерона. Преимуществом такого компенсатора является незначительное увеличение лобового сопротивления.

Сервокомпенсатор — часть руля высоты 4, расположенная у хвостовой его кромки и отклоняющаяся одновременно с отклонением руля (рис. 3.40). Сервокомпенсатор 3 соединен тягой 2 с неподвижным кронштейном 1, расположенным на стабилизаторе (киле, крыле). При отклонении руля сервокомпенсатор отклоняется в сторону, противоположную отклонению руля. Площадь сервокомпенсатора составляет 6—8 % площади руля.

Триммер — вспомогательная поверхность, устанавливаемая в хвостовой части руля так же, как и сервокомпенсатор, но не связанный

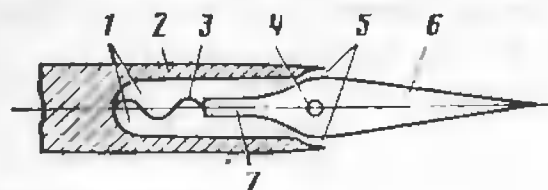


Рис. 3.39. Схема внутреннего аэродинамического компенсатора:

1 — камера; 2 — крыло; 3 — гибкая герметическая перегородка; 4 — ось вращения; 5 — узкие щели; 6 — элерон; 7 — компенсатор

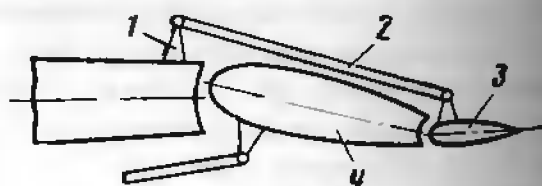


Рис. 3.40. Схема сервокомпенсатора

ная кинематически с неподвижной частью оперения или крыла и отклоняемая пилотом отдельно от основного руля через специальную проводку управления.

Серворуль соединен жесткой проводкой с рычагом управления. С основным рулем проводка управления соединяется шарнирно и усилий на него не передает. Под действием аэродинамических сил, возникающих на серворуле, отклоняется свободно навешенный на ось основной руль. Основной руль отклоняется до тех пор, пока шарнирные моменты серворуля и основного руля не станут равными. Усилия для отклонения серворуля значительно меньше, чем для поворота основного руля, площадь которого в несколько раз больше площади серворуля.

На значение шарнирного момента руля значительное влияние оказывает сжимаемость воздуха. С возникновением и развитием волнового кризиса в области руля, перераспределением давления и смещением центра давления назад (см. рис. 3.34, в) шарнирный момент изменяется. Коэффициент шарнирного момента при $M_\infty \geq M_*$ резко возрастает (рис. 3.41). В безбустерных системах управления соответственно изменяется усилие на рычаге управления.

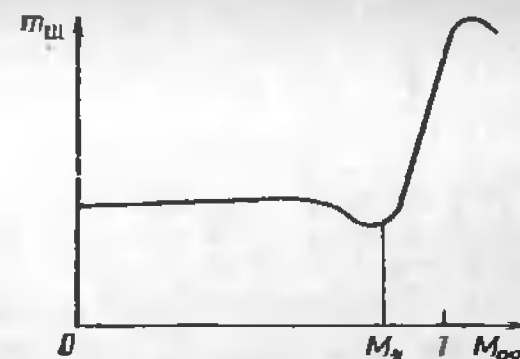


Рис. 3.41. Зависимость коэффициента шарнирного момента от числа M_∞ (α и $\delta_n = \text{const}$)

Дополнительная литература

[1], с. 143—147, 155—158, 168—171, 208—211; [4], с. 204—281, 313—325; [14], с. 51—101, 204—245.

Контрольные вопросы

1. Изобразите картину распределения коэффициента давления по профилю крыла при различных углах атаки.
2. Изобразите и сравните кривые $c_{y\alpha}(\alpha)$ для крыла с симметричным и несимметричным профилем.
3. Изобразите и сравните зависимости $c_{x\alpha}(\alpha)$ для отрезка крыла бесконечного размаха и крыла конечного размаха.
4. Что называется аэродинамическим качеством крыла? Изобразите кривую $K(\alpha)$, поясните характерные точки.
5. Что называется полярной крыла, изобразите ее и поясните характерные точки.
6. Изобразите совмещенные кривые $c_{y\alpha}(\alpha)$, $c_{x\alpha}(\alpha)$, $K(\alpha)$ и полярю крыла, приведя в соответствие характерные точки.
7. Изобразите зависимости $m_z(\alpha)$ и $m_z(c_y)$ для крыла несимметричного профиля, поясните характерные точки.
8. Запишите выражения для определения значений коэффициентов $c_{y\alpha}$ и m_z для любого угла α в пределах линейного участка.

9. Дайте определение центра давления и фокуса профиля крыла, обоснуйте необходимость введения понятия фокуса.

10. Объясните влияние числа M_∞ и геометрии крыла на аэродинамические характеристики.

11. Сравните аэродинамические характеристики прямого, стреловидного крыла и крыла малого удлинения при околозвуковых скоростях полета.

12. Определите аэродинамическое качество крыла при угле атаки, которому соответствует $c_{y\alpha} = 0,6$, если $c_{x_0} = 0,02$ и эффективное удлинение $\lambda_{эф} = 8$. Ответ: $K = 17,6$.

13. Определите угол атаки нулевой подъемной силы крыла, если при $\alpha = 4^\circ$ $c_{y\alpha} = 0,6$, производная $c_{y\alpha}^0 = 0,1$. Ответ: $\alpha_0 = -2$.

14. Сравните средние значения угла скоса потока за крылом при углах α , которым соответствуют $c_{y\alpha 1} = 0,4$ и $c_{y\alpha 2} = 0,9$. Эффективное удлинение крыла $\lambda_{эф} = 6$. Ответ: $\epsilon_{ср1} = 1,2$ и $\epsilon_{ср2} = 2,8$.

15. Определите коэффициенты $c_{y\alpha}$ и m_z крыла при $M_\infty = 0,85$, если при $\alpha = 0,3$ их значения составляют $c_{y\alpha} = 0,6$ и $m_z = 0,2$. Ответ: $c_{y\alpha} = 0,9$; $m_z \approx 0,38$.

16. Изобразите картину перераспределения давления по горизонтальному оперению при отклонении руля высоты.

17. Изобразите и поясните зависимости коэффициента аэродинамической подъемной силы от угла атаки при различных отклонениях руля высоты, руля направления, элеронов.

18. Поясните образование шарнирного момента на руле и способы компенсации шарнирных моментов. Как изменяется шарнирный момент руля на околозвуковых скоростях полета?

19. Определить коэффициент аэродинамической подъемной силы горизонтального оперения, если $\alpha_{г.0} = 2^\circ$, а угол отклонения руля высоты $\delta_B = 4^\circ$. Площадь горизонтального оперения $S_{г.0} = 21,3 \text{ м}^2$, а площадь руля высоты $S_B = 7,7 \text{ м}^2$. Ответ: $c_{y\alpha г.0} = 0,44$.

Глава 4

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

4.1. Аэродинамическая интерференция частей самолета

Аэродинамические характеристики самолета зависят от аэродинамических характеристик его частей (крыла, фюзеляжа, оперения и др.), но в то же время не являются их суммой. Причиной тому служат наложение отдельных частей самолета в геометрическом понимании и изолирование вследствие этого некоторой области воздушного потока, а также *аэродинамическая интерференция* (взаимовлияние) частей. Это взаимовлияние выражается в изменении поля скоростей и давлений вблизи и на поверхностях обтекаемых частей. В результате изменяется распределение сил трения и давления, а следовательно, и результирующих аэродинамических сил.

Рассмотрим упрощенную картину обтекания воздушным потоком системы крыло — фюзеляж. Воздушный поток, набегающий на самолет под углом атаки α со скоростью V_∞ , разложим на продольную V_x

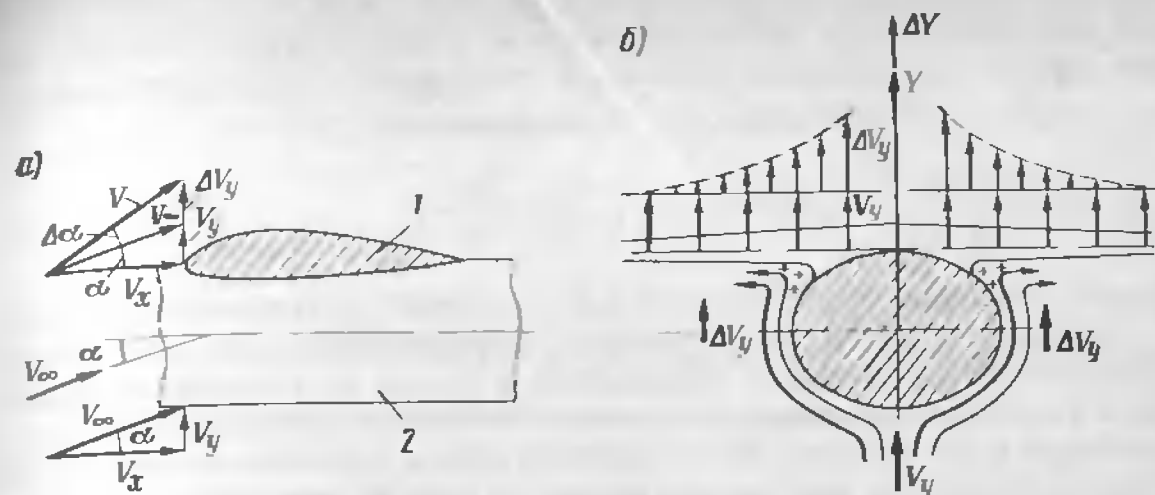


Рис. 4.1. Схема образования приращений нормальной составляющей скорости ΔV_y при обтекании системы крыло—фюзеляж (а) и подъемной силы ΔY (б). 1 — крыло; 2 — фюзеляж

$= V_\infty \cos \alpha$ и нормальную $V_y = V_\infty \sin \alpha$ составляющие (рис. 4.1). Обтекание фюзеляжа потоком с нормальной составляющей скорости V_y сопровождается деформацией потока и увеличением ее на величину ΔV_y в корневых сечениях крыла, а также увеличением местных углов атаки на величину $\Delta \alpha$, повышением давления под крылом. Увеличение местных углов атаки в корневых сечениях крыла повышает деформацию струек на верхней поверхности крыла, увеличивает скорость течения и разрежение, которое, распространяясь на фюзеляж, увеличивает подъемную силу системы крыло — фюзеляж за счет корневых сечений. Коэффициент подъемной силы системы крыло — фюзеляж $c_{y\alpha}$ можно представить суммой коэффициента подъемной силы изолированного крыла $c_{y\alpha кр}$ и приращения коэффициента подъемной силы $\Delta c_{y\alpha}$, вызванного интерференцией между крылом и фюзеляжем:

$$c_{y\alpha} = c_{y\alpha кр} + \Delta c_{y\alpha}. \quad (4.1)$$

Если исходное изолированное крыло имело коэффициент индуктивного сопротивления c_{x_i} , то в комбинации с фюзеляжем оно будет иметь большой коэффициент индуктивного сопротивления:

$$c_{x_i} = \frac{c_{y\alpha}}{\pi \lambda_{эф}} K_{инт}. \quad (4.2)$$

где $K_{инт}$ — коэффициент интерференции между крылом и фюзеляжем.

Коэффициент интерференции

$$K_{инт} = 1 + \frac{S_{кф}}{S}, \quad (4.3)$$

где $S_{кф}$ — площадь крыла S , занятая фюзеляжем

Так как часть крыла занята фюзеляжем, то коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе крыла c_{x_0} будет меньше. Тем коэффициент лобового сопротивления изолированного крыла $c_{x_{0из}}$:

$$c_{x_0} = c_{x_{0из}} \left(1 - \frac{S_{кф}}{S} \right) \quad (4.4)$$

Вместе с тем фюзеляж нарушает распределение подъемной силы крыла и приводит к росту индуктивного сопротивления. Взаимодействие пограничных слоев крыла и фюзеляжа в местах их соединения приводит к утолщению объединенного пограничного слоя, что является предпосылкой к его отрыву. В сочленении крыла с фюзеляжем создаются условия движения воздушного потока как бы по двугранному каналу переменного сечения (рис. 4.2). В сужающейся части канала скорость потока растет, давление падает, а в расширяющейся скорость потока уменьшается, давление растет, пограничный слой утолщается и отрывается, увеличивается профильное сопротивление. Это явление носит название диффузорного эффекта. Если коэффициент профильного сопротивления изолированного крыла $c_{x_{0из}}$ известен, то коэффициент профильного сопротивления системы фюзеляж—крыло можно приближенно рассчитать по формуле

$$c_{x_0} = c_{x_{0из}} \left(1 - K_{инт} \frac{S_{кф}}{S} \right) \quad (4.5)$$

где $K_{инт}$ — коэффициент интерференции между крылом и фюзеляжем; S и $S_{кф}$ — соответственно площадь крыла, занятая фюзеляжем.

Наибольший диффузорный эффект присущ самолету-низкоплану. Коэффициент интерференции низкоплана 0,25 ... 0,56, среднеплана 0,85, высокоплана 0,95 ... 1. С увеличением скорости полета волновой кризис развивается в области расширения диффузора, причем на меньших числах M_∞ по сравнению с изолированным крылом и фюзеляжем.

Рассмотрим интерференцию между крылом и горизонтальным оперением, расположенным за крылом в хвостовой части фюзеляжа. Крыло, взаимодействуя с воздушным потоком, уменьшает значение и изменяет направление скорости потока, вызывает его турбулизацию. Скорость воздушного потока у горизонтального оперения

$$V_{г.о} = V_\infty \sqrt{K_{г.о}} \quad (4.6)$$

где $K_{г.о} = \frac{q_{г.о}}{q}$ — коэффициент торможения воздушного потока крылом и фюзеляжем (здесь q и $q_{г.о}$ — скоростные напоры крыла и горизонтального оперения).

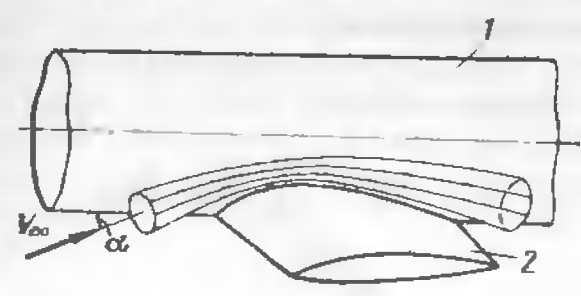


Рис. 4.2. Диффузорный эффект в месте сочленения крыла и фюзеляжа: 1 — фюзеляж; 2 — крыло

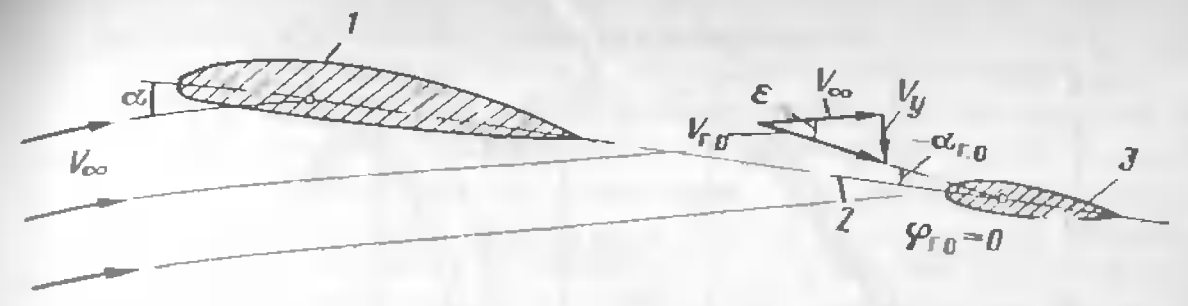


рис. 4.3. Скол воздушного потока за крылом, измеренный у горизонтального оперения ($\varphi_{г.о} = 0$): 1 — крыло; 2 — строительная горизонталь; 3 — горизонтальное оперение

Для дозвуковых самолетов коэффициент $K_{г.о}$ 0,8—0,95. Чем более высокое расположение оперения по отношению к крылу, тем меньше торможение потока и больше значение $K_{г.о}$. Угол ϵ , заключенный между направлением скорости невозмущенного крылом потока V_∞ и фактическим направлением воздушного потока в области горизонтального оперения $V_{г.о}$, называется *углом скола воздушного потока у горизонтального оперения* (рис. 4.3). Скол потока у горизонтального оперения создается в основном крылом и частично реактивной струей двигателей, расположенных в хвостовой части. Он в значительной мере зависит от расположения горизонтального оперения относительно крыла по высоте и положения механизации крыла (конфигурации самолета).

Угол атаки горизонтального оперения $\alpha_{г.о}$ определяется углом атаки самолета α , углом установки горизонтального оперения $\varphi_{г.о}$ относительно средней аэродинамической хорды крыла и углом скола воздушного потока:

$$\alpha_{г.о} = \alpha + \varphi_{г.о} - \epsilon \quad (4.7)$$

С увеличением угла скола потока, как следует из формулы (4.7), угол атаки горизонтального оперения $\alpha_{г.о}$ может стать большим отрицательным.

Влияние крыла на оперение проявляется в изменении подъемной силы самолета, увеличении аэродинамического сопротивления, изменении аэродинамического момента относительно центра масс. Отрицательное влияние интерференции частей самолета можно снизить конструктивными методами. Для уменьшения диффузорного

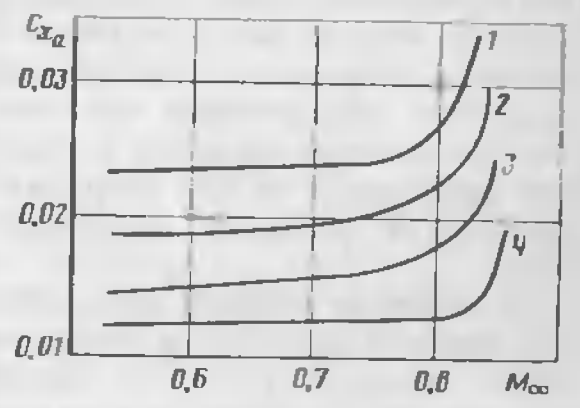


Рис. 4.4. Зависимости коэффициента сопротивления модели самолета и его частей без учета индуктивного сопротивления от числа M_∞ : 1 — полная модель; 2 — крыло, фюзеляж, киль и gondолы двигателей; 3 — крыло, фюзеляж и киль; 4 — крыло и фюзеляж

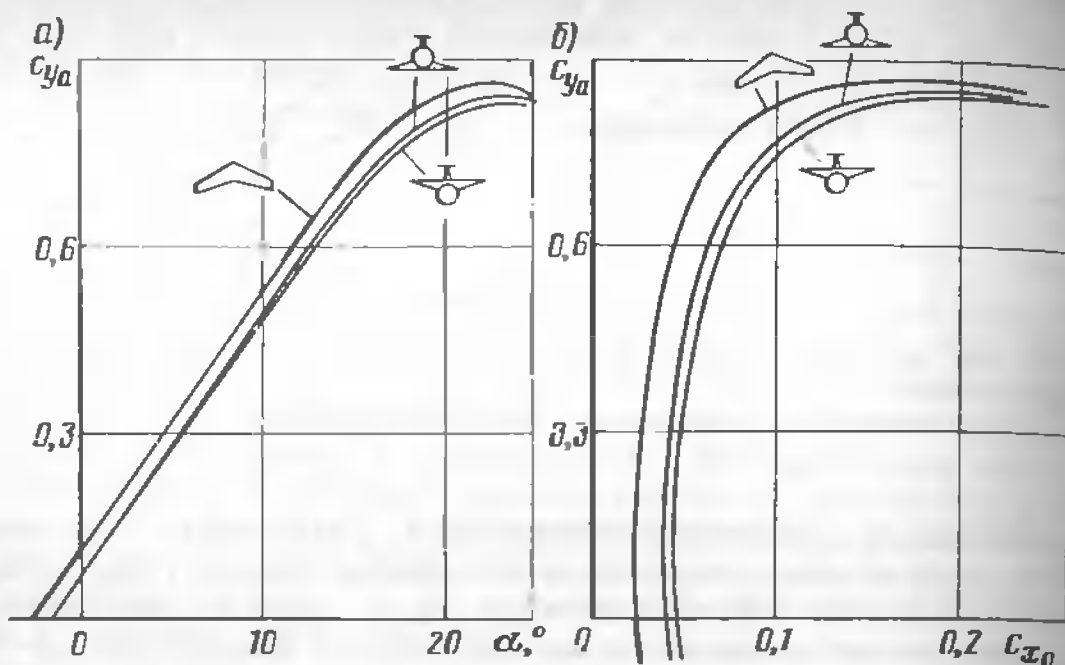


Рис. 4.5. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки (а) и планера (б) модели самолета и крыла

эффекта в местах сочленения крыла и фюзеляжа, пилонов и крыла, пилонов и фюзеляжа устанавливаются обтекатели, называемые *защитами*.

Они создают плавные обводы в местах сочленения частей, обеспечивают в диффузоре такое обтекание, при котором отсутствует сильное торможение воздушного потока.

Для уменьшения вредной интерференции на трансзвуковых скоростях полета при выборе компоновочной схемы самолета используется так называемое правило площадей. Согласно этому правилу, для обеспечения минимального волнового сопротивления необходимо, чтобы площади поперечных сечений самолета изменялись так, как у тела вращения, обладающего минимальным сопротивлением. Это требование практически сводится к уменьшению площади поперечного сечения фюзеляжа в местах сопряжения с крылом, мотогондолами или увеличению площади поперечного сечения фюзеляжа перед крылом.

В качестве примера отрицательного влияния интерференции частей самолета рассмотрим некоторые аэродинамические характеристики одной из опытных моделей самолета типа Ту-154 (рис. 4.4 и 4.5). Из анализа рисунков ясно, что по сравнению с аэродинамическими характеристиками изолированного крыла коэффициент подъемной силы самолета уменьшился, а коэффициент силы лобового сопротивления повысился. Это приводит к снижению аэродинамического качества самолета.

4.2. Аэродинамическая сила планера и ее момент

Равнодействующая всех аэродинамических сил, распределенных по поверхности самолета, называется *аэродинамической силой планера* \bar{R}_A (полной аэродинамической силой самолета). Точкой приложения этой силы является центр давления D (рис. 4.6), положение которого изменяется при изменении углов атаки и скольжения, конфигурации самолета и при увеличении числа M полета, особенно при $M_* > M$.

В аэродинамике и динамике полета пользуются не аэродинамической силой планера F_A , а ее проекциями на оси скоростной $OX_a Y_a Z_a$ и связанной $OXYZ$ систем координат. Проекции аэродинамической силы планера \bar{R}_A на оси OX_a , OY_a и OZ_a скоростной системы координат записываются в соответствии с общей формулой аэродинамических сил: сила лобового сопротивления

$$X_a = -c_{x_a} \frac{\rho V^2}{2} S = -c_{x_a} q S; \quad (4.8)$$

аэродинамическая подъемная сила (подъемная сила)

$$Y_a = c_{y_a} \frac{\rho V^2}{2} S = c_{y_a} q S; \quad (4.9)$$

аэродинамическая боковая сила (боковая сила)

$$Z_a = c_{z_a} \frac{\rho V^2}{2} S = c_{z_a} q S. \quad (4.10)$$

Проекции аэродинамической силы планера R_A на оси связанной системы координат следующие:

аэродинамическая продольная сила

$$X = c_x \frac{\rho V^2}{2} S = c_x q S; \quad (4.11)$$

аэродинамическая нормальная сила (нормальная сила)

$$Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S = c_y q S; \quad (4.12)$$

аэродинамическая поперечная сила (поперечная сила)

$$Z = c_z \frac{\rho V^2}{2} S = c_z q S. \quad (4.13)$$

В выражениях (4.8) — (4.12) V — скорость самолета (скорость начала связанной системы координат относительно невозмущенной самолетом воздушной среды); ρ — плотность воздушной среды; S —

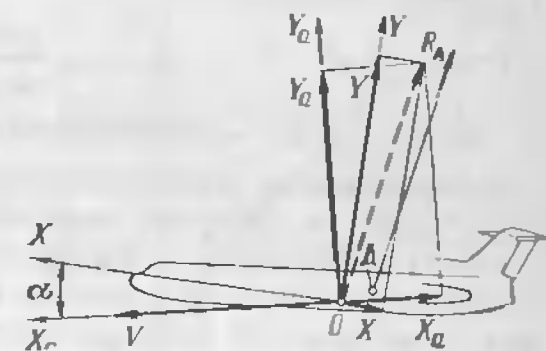


Рис. 4.6. Аэродинамическая сила планера \bar{R}_A и ее составляющие в скоростной и связанной системах координат ($\beta=0$)

площадь крыла, c_{x_a} , c_{y_a} , c_{z_a} и т. д. — коэффициенты соответствующих аэродинамических сил. Взаимосвязь между проекциями аэродинамической силы планера R_A на оси связанной и скоростной систем координат определяется соотношениями (2.23):

$$\begin{aligned} X &= X_a \cos \alpha - Y_a \sin \alpha; \\ Y &= Y_a \cos \alpha + X_a \sin \alpha. \end{aligned}$$

При увеличении угла атаки уменьшение значения $\cos \alpha$ в существенной мере компенсируется увеличением значения $\sin \alpha$, поэтому в диапазоне летных углов атаки можно принять, что подъемная и нормальная силы равны: $Y_a = Y$. Следовательно, можно считать равными их коэффициенты: $c_{y_a} = c_y$. Это не распространяется на силы X_a и X . Равенство $X_a = X$ наблюдается только при малых углах атаки. С увеличением угла атаки составляющая $Y_a \sin \alpha$ быстро возрастает и становится соизмеримой со слагаемым $X_a \cos \alpha$. Поэтому на средних углах атаки значение $X = 0$. При дальнейшем увеличении угла атаки слагаемое $Y_a \sin \alpha$ становится по модулю больше, чем слагаемое $X_a \cos \alpha$, сила X меняет знак на противоположный и теперь направлена вдоль средней аэродинамической хорды вперед.

Аэродинамическая сила планера создает относительно начала связанной системы координат (относительно центра масс самолета) аэродинамический момент \vec{M} .

Составляющие аэродинамического момента \vec{M} относительно осей связанной системы координат OX , OY , OZ определяются в соответствии с общей формулой аэродинамических моментов:

момент крена

$$M_x = m_x \frac{\rho V^2}{2} S l = m_x q S l; \quad (4.14)$$

момент рыскания

$$M_y = m_y \frac{\rho V^2}{2} S l = m_y q S l; \quad (4.15)$$

момент тангажа

$$M_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} S b_A = m_z q S b_A, \quad (4.16)$$

где m_x , m_y , m_z — коэффициенты аэродинамических моментов.

Коэффициенты аэродинамических сил и моментов определяются по результатам продувок моделей самолета в условиях динамического подобия, уточняются в процессе летных испытаний и приводятся в техническом описании самолета и других документах в виде графических зависимостей (аэродинамических характеристик).

В теоретических расчетах влияние интерференции на коэффициенты аэродинамических сил и моментов учитывают соответствующими коэффициентами интерференции. Более подробно этот вопрос рассматривается в специальной литературе [4].

4.3. Особенности аэродинамических характеристик самолета

В отличие от аэродинамических характеристик крыла аэродинамические характеристики самолета зависят от отклонения органов управления, конфигурации, режимов работы силовой установки, близости поверхности земли (при взлете и посадке) и упругих деформаций самолета в полете. Они определяются его компоновочной схемой и геометрическими параметрами: формой крыла в плане (стреловидностью, удлинением, сужением), геометрическими характеристиками профилей крыла (толщиной, кривизной и т. д.), геометрическими характеристиками и формой фюзеляжа.

Влияние режима работы силовой установки на аэродинамические характеристики самолета проявляется в том, что при изменении режима работы ее изменяется расход воздуха через воздухозаборники двигателей, что изменяет характер обтекания самолета воздушным потоком. Еще в большей степени это влияние проявляется у самолетов с турбовинтовыми силовыми установками, создающими дополнительный воздушный поток воздушными винтами.

Влияние указанных факторов на аэродинамические характеристики определяется экспериментально. Рассмотрим аэродинамические характеристики самолета при нейтральном положении органов управления, при убранной механизации крыла и шасси.

При углах атаки, не превышающих $10-15^\circ$, зависимость $c_{y_a}(\alpha)$ практически линейна для большинства транспортных самолетов (рис. 4.7) и может быть представлена в виде

$$c_{y_a}(\alpha) = c_{y_a}^a (\alpha - \alpha_0). \quad (4.17)$$

На больших углах атаки эта зависимость теряет линейность. Причиной этого является возникновение на крыле местных срывов потока, развитие которых вызывает вибрацию и тряску самолета. Угол атаки, при котором впервые возникают вибрации и тряска самолета, называется *углом атаки тряски*. Такое название этот угол атаки получил потому, что срыв воздушного потока ощущается пилотом по характерному потряхиванию самолета, связанному с нестационарностью процесса обтекания при возникновении и развитии местных срывов потока. Дальнейшее увеличение угла атаки сопровождается развитием срыва потока и уменьшением темпа роста коэффициента подъемной силы $c_{y_a}(\alpha)$.

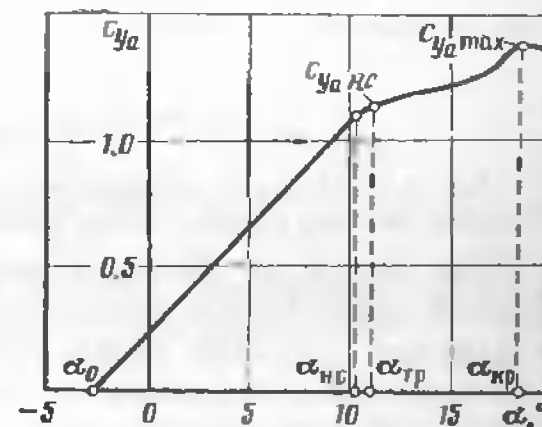


Рис. 4.7. Типичная зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для дозвукового самолета

При критическом угле атаки $\alpha_{кр}$ коэффициент аэродинамической подъемной силы достигает максимального значения $c_{y_{a\max}}$. После достижения $c_{y_{a\max}}$ для самолетов с трапециевидным нестреловидным крылом наблюдается резкое падение коэффициента c_{y_a} .

У самолетов со стреловидным крылом и крылом малого удлинения из-за медленного развития срыва потока коэффициент c_{y_a} уменьшается медленнее. При малых числах M величина c_{y_a} является функцией удлинения, стреловидности и сужения крыла. Чем меньше удлинение и больше стреловидность крыла, тем меньше производная $c_{y_a}^{\alpha}$.

Сжимаемость воздуха уменьшает максимальный коэффициент подъемной силы $c_{y_{a\max}}$ и коэффициент подъемной силы, соответствующий тряске $c_{y_{a\text{тр}}}$. Заметим, что угол атаки нулевой подъемной силы α_0 на рис. 4.7 отрицателен. Если крыло имеет геометрическую и аэродинамическую крутку (крыло околозвукового самолета), то угол атаки α_0 может быть небольшим положительным.

Коэффициент лобового сопротивления самолета c_{x_a} представляют обычно в виде двух составляющих, одна из которых обусловлена свойствами вязкости и сжимаемости воздуха и соответствует сопротивлению без учета подъемной силы $c_{x_{a0}}$ (включая сопротивление трения, сопротивление давления или профильное сопротивление и волновое сопротивление), а другая обусловлена подъемной силой самолета, соответствует коэффициенту индуктивного сопротивления и зависит от угла атаки α :

$$c_{x_a} = c_{x_{a0}} + c_{x_{ai}} \quad (4.18)$$

При увеличении чисел M и Re коэффициенты трения и давления изменяются незначительно вплоть до чисел $M \geq M_*$, на которых появляется волновое сопротивление.

Индуктивное сопротивление, а следовательно, и суммарное сопротивление c_{x_a} зависят от угла атаки (подъемной силы). Наличие сопротивлений трения, давления, волнового и индуктивного сопротивлений определяет уравнение поляры самолета:

$$c_{x_a} = c_{x_{a0}} + \frac{c_{y_a}^2}{\pi \lambda_{эф}} = c_{x_{a0}} + A c_{y_a}^2, \quad (4.19)$$

где $A = 1/\pi \lambda_{эф}$ — коэффициент, учитывающий влияние эффективного удлинения на индуктивное сопротивление.

При полете на больших дозвуковых и околозвуковых скоростях берется эффективное удлинение с учетом сжимаемости $\lambda_{эф\text{сж}}$. Для различных скоростей полета распределение сопротивления между частями самолета не одинаково. На дозвуковых скоростях полета современных транспортных самолетов при угле атаки $\alpha = 5 \div 6^\circ$ коэффициент подъемной силы $c_{y_a} = 0,4 \div 0,5$, а коэффициент лобового сопротивления $c_{x_a} = 0,03 \div 0,031$. При этом на долю крыла приходится

42—50 % полного сопротивления самолета, на фюзеляж 25—32 %, на мотогондолы двигателей 8—10 %, на горизонтальное оперение 5—6 %, на вертикальное оперение 3—4 %. Волновое сопротивление составляет около 20 % общего сопротивления самолета.

При малых углах атаки коэффициент подъемной силы самолета приближенно можно считать равным коэффициенту подъемной силы крыла. Для повышения точности расчетов необходимо учитывать влияние интерференции частей. При малых скоростях полета поляра самолета подобна поляре крыла (см. рис. 4.5).

При изменении числа M будут изменяться коэффициенты аэродинамических сил c_{x_a} и c_{y_a} , поэтому каждому числу M полета будет соответствовать своя поляра. В связи с этим для самолета строится семейство поляр во всем диапазоне чисел M полета (рис. 4.8). Для всех чисел $M < 0,4$, когда сжимаемость воздуха практически не проявляется, поляра одна. С увеличением числа M начинает проявляться сжимаемость воздушного потока. Из-за увеличения коэффициента c_{y_a} поляра самолета при одних и тех же углах атаки «вытягивается» вверх и на больших углах атаки отклоняется вправо вследствие увеличения коэффициента c_{x_a} за счет индуктивного сопротивления $c_{x_{i}}$. При числах $M \geq M_*$ развивается волновой кризис, увеличивается коэффициент c_{x_a} . Поляра уже не просто постепенно отклоняется от поляр $M \leq 0,4$ при увеличении угла атаки, как наблюдалось до $M < M_*$, а сдвигается вправо от этой поляр.

Аэродинамическое качество самолета определяется зависимостью, рассмотренной ранее для крыла:

$$K = c_{y_a} / c_{x_a}$$

Подставив в эту формулу выражение (4.19), получим

$$K = \frac{c_{y_a}}{c_{x_{a0}} + A c_{y_a}^2} \quad (4.20)$$

Максимальное аэродинамическое качество и соответствующий ему невыгоднейший коэффициент подъемной силы определяются соотношениями:

$$K_{\max} = \frac{1}{2 \sqrt{c_{x_{a0}}^3 A}}; \quad c_{y_{a\text{нн}}} = \sqrt{\frac{c_{x_{a0}}}{A}} \quad (4.21)$$

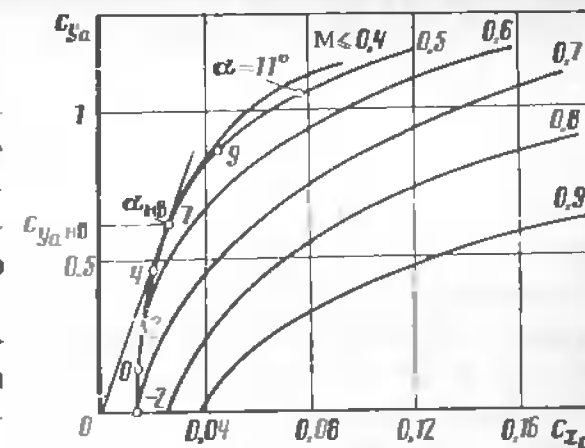


Рис. 4.8. Поляры самолета при различных числах M полета

Заметим, что термин «наивыгоднейший» здесь относится только к полёте. В реальном полёте выгоды углы атаки, меньше наивыгоднейшего $\alpha_{нп}$. Типичные зависимости аэродинамического качества транспортного околозвукового самолёта от угла атаки и числа M полёта приведены на рис. 4.9. Кривая $K(\alpha)$ при $M = 0,4$ подобна кривой для изолированного крыла, рассмотренной ранее (см. рис. 3.9). При малых числах M полёта качество K_{max} приближительно считается постоянным (коэффициенты аэродинамических сил $c_{y\alpha}$ и $c_{x\alpha}$ с ростом числа M полёта увеличиваются пропорционально). В диапазоне чисел $M = 1 \div 1,4$ величина K_{max} интенсивно уменьшается из-за увеличения коэффициента $c_{x\alpha}$ за счёт составляющей волнового сопротивления (рис. 4.10).

Формулы (4.20) и (4.21) позволяют проанализировать влияние различных конструктивных и эксплуатационных факторов на аэродинамическое качество самолёта. На аэродинамическое качество оказывает влияние как профильное, так и индуктивное сопротивление. Очевидно, самолёты, обладающие хорошим аэродинамическим качеством, должны иметь высокие несущие свойства и обтекаемые формы с минимальной отрицательной интерференцией частей, что обеспечивает приемлемое лобовое сопротивление на всех режимах полёта. Дозвуковые транспортные самолёты выполняются с крылом большого удлинения умеренной стреловидности с профилем сравнительно большой относительной толщины. Для обеспечения высоких несущих свойств стреловидному крылу придают аэродинамическую и отрицательную геометрическую кривку.

Выбор формы крыла в плане, применение ламинарных профилей позволяют уменьшить профильное сопротивление крыла. Использование компоновочных схем с положительной и минимальной отрицательной интерференцией частей, заливов в местах стыковки частей само-

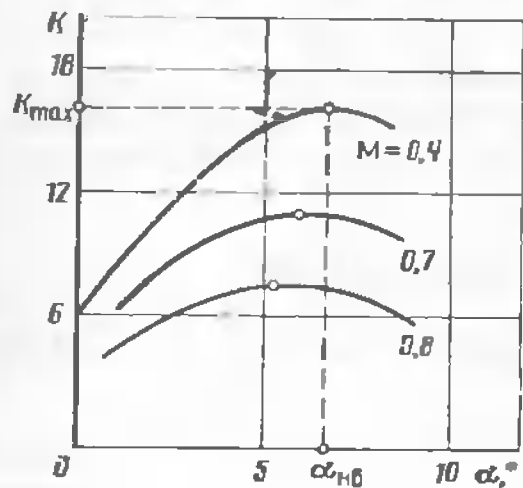


Рис. 4.9. Зависимость аэродинамического качества околозвукового самолёта от угла атаки при различных числах M полёта

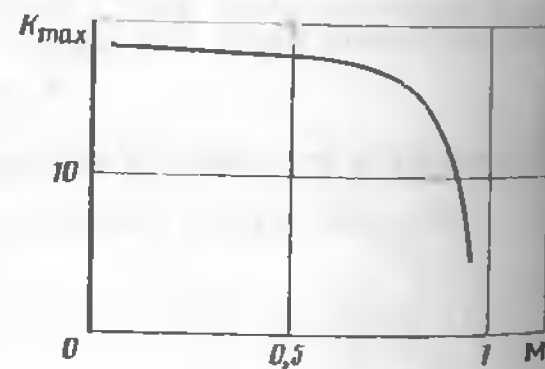


Рис. 4.10. Зависимость максимального аэродинамического качества околозвукового самолёта от числа M полёта

лёт позволяет добиться значительного снижения лобового сопротивления самолёта. Одним из важных средств снижения лобового сопротивления самолёта является установка крыла под некоторым положительным (до 3°) углом относительно строительной горизонтали фюзеляжа. В результате при основных крейсерских режимах полёта, когда угол атаки самолёта близок к углу установки крыла, воздушный поток набегаёт на фюзеляж параллельно строительной горизонтали. При этом сопротивление фюзеляжа становится минимальным. Индуктивное сопротивление уменьшается при установке на концах крыла аэродинамических поверхностей (самолёты Ил-96, Ту-204 и др.).

Улучшение состояния поверхности самолёта позволяет в значительной мере снизить сопротивление трения. С этой целью поверхность самолёта делается по возможности наиболее гладкой, применяются заклепки с потайными головками. Небрежная окраска самолёта, загрязнение поверхности пылью, маслами, вмятины, забоины, царапины на поверхности могут увеличивать сопротивление на 10—15 %.

Значительное влияние на лобовое сопротивление самолёта оказывает герметичность конструкции самолёта. Перетекание воздуха через щели между элементами конструкции, вытекание воздуха из внутренних отсеков самолёта вызывают завихрение воздушного потока, создают дополнительное сопротивление. Этому способствуют неплотно закрытые створки, люки, плохая подгонка элементов конструкции. Нарушение герметичности конструкции может увеличить лобовое сопротивление самолёта на 8—12 %.

В процессе длительной эксплуатации самолёта происходят естественная деформация конструкции, нарушение регулировки проводки органов управления, установки органов управления относительно неподвижных частей, нарушение симметричности тяги двигателей. В результате этого появляется необходимость в дополнительном отклонении органов управления для уравнивания аэродинамических моментов относительно осей связанной системы координат. Это ведёт к увеличению аэродинамического сопротивления, снижению аэродинамического качества самолёта. Эффективным методом снижения лобового сопротивления самолёта в процессе лётной эксплуатации является уменьшение балансирующего отклонения органов управления (отклонения органов управления для уравнивания действующих на него моментов).

Рассмотрим зависимость коэффициента аэродинамического момента тангажа самолёта от угла атаки $m_z(\alpha)$ при нейтральном положении органов управления (рис. 4.11). По характеру эта зависимость аналогична рассмотренной для крыла (см. рис. 3.12). Коэффициент момента тангажа $m_z(\alpha)$ в технических описаниях самолёта чаще приводится не как функция угла атаки, а как функция коэффициента нормальной силы $m_z(c_y)$. Для линейного участка зависимости $m_z(c_y)$ справедливо соотношение:

$$m_z = m_z^{c_y} (c_y - c_{y0}) = m_z^{c_y} \Delta c_y, \quad (4.22)$$

где c_{y0} — коэффициент аэродинамической нормальной силы, соответствующий значению $m_z = 0$; c_y — текущее значение коэффициента нормальной силы; $m_z^{c_y} = \frac{\partial m_z}{\partial c_y}$ — производная от коэффициента момента тангажа по коэффициенту нормальной силы, численно равная тангенсу угла наклона линейного участка кривой $m_z(c_y)$ к оси абсцисс.

Приближению производная

$$m_z^{c_y} \approx \Delta m_z / \Delta c_y \quad (4.23)$$

где Δm_z и Δc_y — малые приращения коэффициентов, произвольно взятые по кривой (рис. 4.12).

Знак производной $m_z^{c_y}$ определяется знаками приращений Δm_z и Δc_y . В нашем случае положительному значению Δc_y соответствует отрицательное приращение Δm_z , поэтому производная $m_z^{c_y}$ отрицательна. Поскольку величина $\frac{\rho V^2}{2} S b_A$ всегда положительна, то знак момента

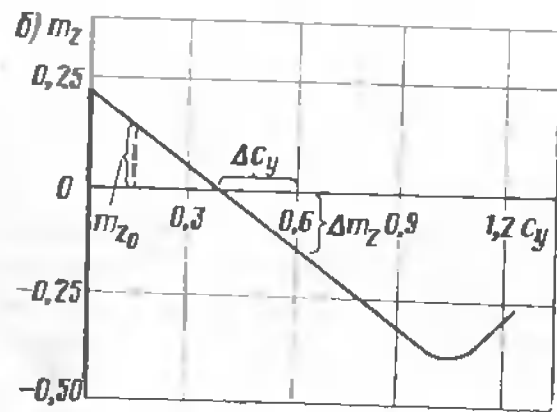
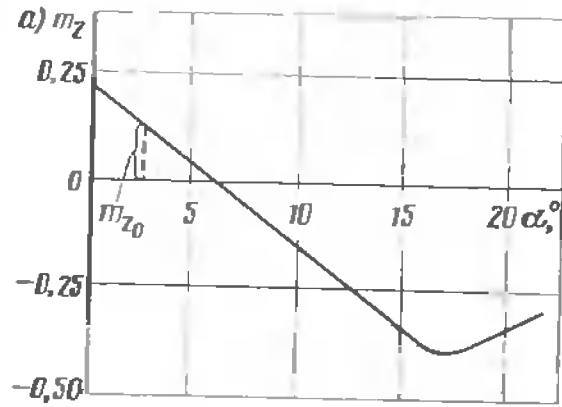


Рис. 4.11. Зависимости коэффициента аэродинамического момента тангажа m_z от угла атаки (а) и от коэффициента аэродинамической нормальной силы (б)

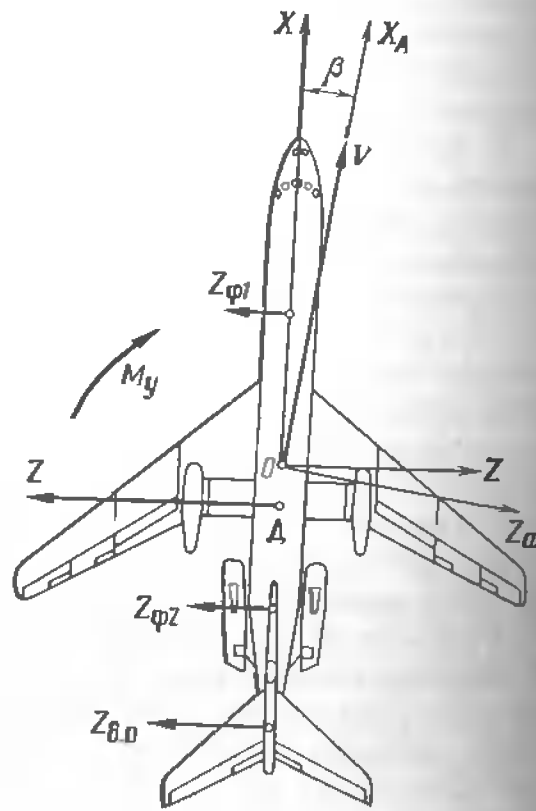


Рис. 4.12. Поперечная аэродинамическая сила Z и аэродинамический момент рыскания M_y , действующие на самолет при несимметричном обтекании ($\beta \neq 0$)

тангажа M_z определяется знаком коэффициента момента тангажа m_z . Положительное значение коэффициента момента тангажа m_{z0} соответствует $\alpha_0 > 0$, что достигается соответствующей круткой крыла.

4.4. Аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет при скольжении

До сих пор мы рассматривали обтекание крыла и самолета при отсутствии угла скольжения β . Наличие угла скольжения приводит к несимметричному обтеканию самолета. При этом аэродинамическая сила планера R_A отклоняется от плоскости симметрии самолета и, следовательно, проектируется не только на оси OX и OY связанной системы координат, но и на поперечную ось OZ . В результате появляется поперечная аэродинамическая сила Z , которая является результирующей аэродинамических поперечных сил, создаваемых фюзеляжем, вертикальным оперением, крылом, мотогондолами и др. (рис. 4.12)

$$Z = Z_{\phi} + Z_{в.о} + Z_{кр} + Z_{мг} + \dots \quad (4.24)$$

где $Z_{\phi} = Z_{\phi1} + Z_{\phi2}$; $Z_{\phi1}$ и $Z_{\phi2}$ — равнодействующие аэродинамических поперечных сил, приложенных соответственно в носовой и хвостовой частях фюзеляжа.

Основную долю аэродинамической поперечной силы Z создают фюзеляж и вертикальное оперение. Сравнительно небольшую часть аэродинамической поперечной силы создают мотогондолы и крыло. При малых углах скольжения, соответствующих допустимым режимам полета, аэродинамическая поперечная сила Z близка к аэродинамической боковой силе Z_a и с достаточной для практики точностью можно считать $Z = Z_a$.

При малых углах скольжения $\beta \leq 14^\circ$ зависимость аэродинамической поперечной силы и ее составляющих от угла скольжения близка к линейной (рис. 4.13). Поэтому

$$Z = c_z q S = Z^{\beta} \beta = c_z^{\beta} \beta q S, \quad (4.25)$$

где $c_z = c_z^{\beta} \beta$ — коэффициент аэродинамической поперечной силы.

Направление (знак) аэродинамической поперечной силы зависит от знака угла скольжения β . При скольжении на правое полукрыло угол скольжения β положителен, а коэффициент c_z и сила Z отрицательны. Аэродинамическая поперечная сила Z , приложенная в центре давления, создает относительно нормальной оси OY , проходящей через центр масс самолета, аэродинамический момент рыскания

$$M_y = m_y \frac{\rho V^2}{2} S l = m_y q S l, \quad (4.26)$$

где m_y — коэффициент момента рыскания.

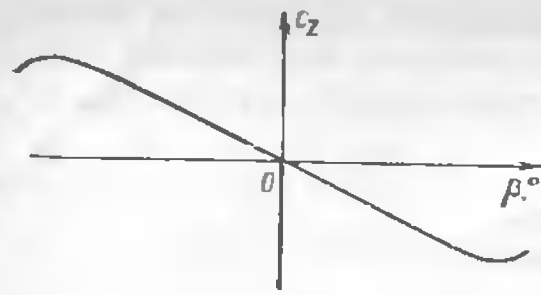


Рис. 4.13. Зависимость коэффициента аэродинамической поперечной силы c_z от угла скольжения β при нейтральном положении аэродинамических органов управления

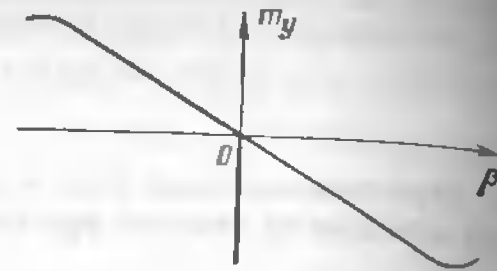


Рис. 4.14. Зависимость коэффициента аэродинамического момента рыскания самолета m_y от угла скольжения β при нейтральном положении аэродинамических органов управления

Коэффициент момента рыскания m_y определяется по результатам аэродинамических экспериментов и уточняется в процессе летных испытаний (рис. 4.14).

Знак аэродинамического момента рыскания определяется знаком его коэффициента. Знаки угла скольжения и коэффициента момента рыскания противоположны, если центр давления находится позади центра масс самолета. Такого положения фокуса добиваются на этапе конструирования и эксплуатации самолета, чтобы полная аэродинамическая сила создавала момент рыскания, направленный на устранение появившегося угла скольжения независимо от причины, вызвавшей его появление.

Наличие угла скольжения и связанное с этим несимметричное обтекание самолета приводит не только к появлению момента рыскания, но и момента крена M_x действующего относительно продольной оси самолета OX связанной системы координат. Момент крена M_x создается в основном крылом и вертикальным оперением только при наличии угла скольжения. Рассмотрим аэродинамический момент крена, создаваемый прямоугольным крылом (рис. 4.15, а). Набегающий на крыло при скольжении воздушный поток, имеющий скорость V , можно разложить на две составляющие: нормальную к передней кромке крыла $V \cos \beta$ и тангенциальную (параллельную передней кромке крыла) $V \sin \beta$.

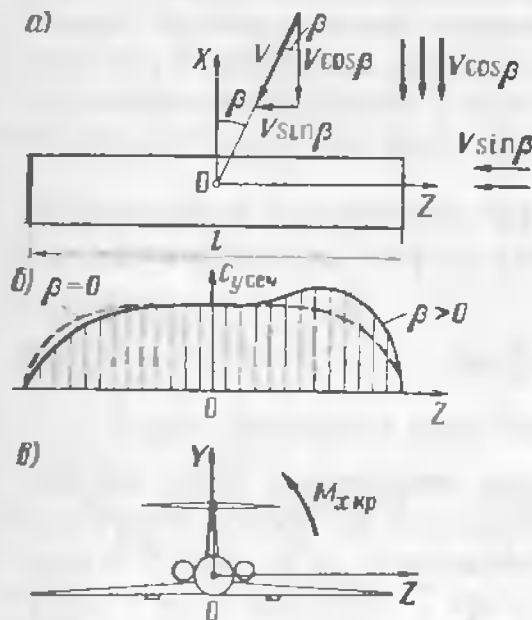


Рис. 4.15. Составляющие скорости набегающего воздушного потока (а) и изменение аэродинамической нагрузки по размаху прямоугольного крыла при скольжении (б) и возникновение аэродинамического момента крена (в)

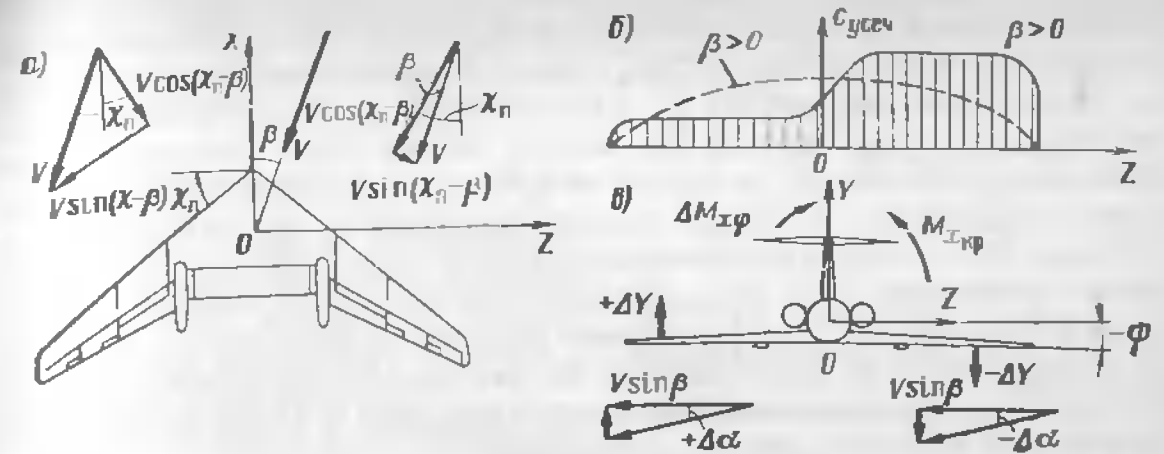


рис. 4.16. Составляющие скорости набегающего воздушного потока (а), распределение аэродинамической нагрузки по размаху стреловидного крыла при скольжении (б) и возникновении аэродинамического момента крена (в)

Нормальная составляющая скорости воздушного потока $V \cos \beta$ участвует в образовании подъемной силы крыла и одинакова для любого симметричного сечения по всему размаху крыла. Для тангенциальной составляющей скорости воздушного потока $V \sin \beta$ конец выдвинутого вперед при скольжении полукрыла (правого) служит передней кромкой крыла. Распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла (рис. 4.15, б) становится несимметричным (сплошная кривая), что приводит к появлению небольшого момента крена крыла $M_{x_{кр}}$, направленного в сторону отстающего при скольжении полукрыла (рис. 4.15, в).

При скольжении стреловидного крыла, имеющего угол стреловидности χ_n , измеренный по передней кромке (рис. 4.16, а), нормальная составляющая скорости $V \cos(\chi_n - \beta)$ на выдвинутом вперед полукрыле больше, чем на отстающем $V \cos(\chi_n - \beta)$. Это приводит к ярко выраженной несимметричности распределения аэродинамической нагрузки по размаху крыла (рис. 4.16, б). Прирост подъемной силы на выдвинутом вперед при скольжении полукрыле и уменьшение подъемной силы на отстающем полукрыле создают значительный момент крена $M_{x_{кр}}$ в сторону отстающего при скольжении полукрыла (рис. 4.16, в). С увеличением угла стреловидности несимметричность распределения аэродинамической нагрузки по крылу, а следовательно, и момент крена $M_{x_{кр}}$ в сторону отстающего при скольжении полукрыла увеличиваются.

Значительное влияние на распределение нормальной аэродинамической нагрузки по размаху крыла оказывает угол ψ поперечного V крыла (рис. 4.16, в). Предположим, что самолет имеет отрицательный угол ψ крыла и скользит на правое полукрыло под углом β . Разложим скорость воздушного потока, набегающего на крыло при скольжении, на две составляющие: параллельную продольной оси OX самолета $V \cos \beta$ и параллельную поперечной оси OZ самолета $V \sin \beta$. По-

перечный поток воздуха, набегающий на крыло со скоростью $V \sin \beta$, приводит к уменьшению углов атаки в сечениях выдвинутого вперед при скольжении полукрыла и к их увеличению в сечениях отстающего при скольжении полукрыла. Так как в полете углы скольжения не превышают обычно 10° , а угол ψ не превышает 6° , то изменение углов атаки (в радианах) в сечениях выдвинутого вперед при скольжении полукрыла $\Delta\alpha = -\beta\psi$, а отстающего полукрыла $\Delta\alpha = \beta\psi$. Такое асимметричное изменение углов атаки на полукрыльях обуславливает падение подъемной силы $\Delta Y_{\text{в.о}}$ на выдвинутом вперед при скольжении полукрыле и увеличение ее на отстающем полукрыле. В результате возникает момент крена, направленный при отрицательном ψ в сторону выдвинутого вперед при скольжении полукрыла.

Если крыло имеет положительный угол ψ , то при скольжении на полукрыльях возникает обратный прирост подъемной силы и кренимый момент направлен в сторону отстающего при скольжении полукрыла. Таким образом, изменение угла ψ крыла приводит либо к ослаблению реакции крыла по крену на скольжение (при отрицательном ψ), либо к усилению (при положительном ψ). Это свойство используется конструкторами для обеспечения требуемых характеристик поперечной устойчивости самолета.

Момент крена создается также вертикальным оперением. Причиной возникновения момента крена $M_{x_{\text{в.о}}}$ является то, что точка приложения поперечной аэродинамической силы $Z_{\text{в.о}}$, возникающей на вертикальном оперении при скольжении, расположена выше центра масс

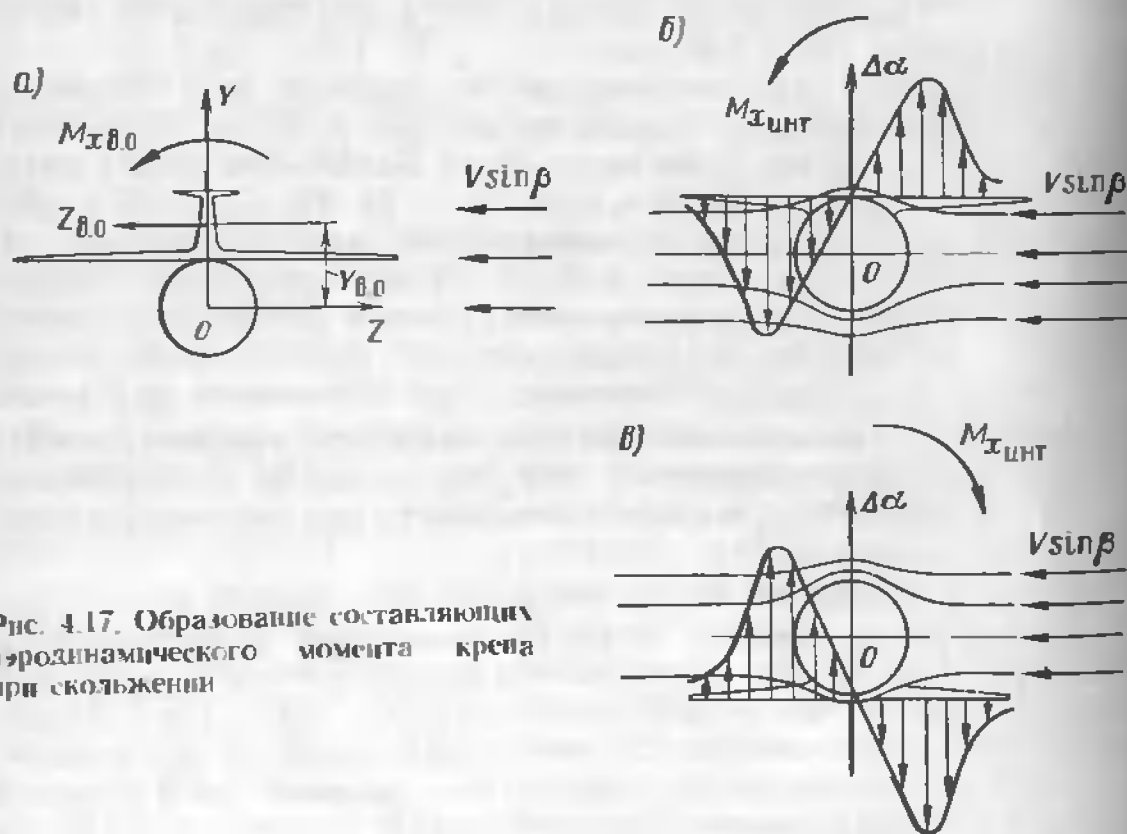


Рис. 4.17. Образование составляющих аэродинамического момента крена при скольжении

самолета (рис. 4.17, а). Действуя на плече $y_{\text{в.о}}$, сила $Z_{\text{в.о}}$ создает момент крена

$$M_{x_{\text{в.о}}} = Z_{\text{в.о}} y_{\text{в.о}} \quad (4.27)$$

У самолетов с высоко расположенным, имеющим большую площадь вертикальным оперением, момент крена $M_{x_{\text{в.о}}}$ может быть сравним с моментом крена крыла.

Заметию роль в создании момента крена при скольжении играет интерференция между крылом и фюзеляжем. Поперечный воздушный поток $V \sin \beta$, набегающий на фюзеляж, трансформируется. При этом создается поле вертикальных скоростей, изменяющих местные углы атаки в области прикорневых сечений. На выдвинутом вперед полукрыле самолета высокопланной схемы местные углы атаки увеличиваются, а на отстающем — уменьшаются (рис. 4.17, б). У самолета низкопланной схемы распределение приращений угла атаки, обусловленных интерференцией, обратное по сравнению с высокопланом (рис. 4.17, в). Асимметричное распределение местных углов атаки по размаху крыла приводит к асимметричному распределению приращения подъемной силы и созданию вследствие этого момента крена, направление которого определяется компоновкой самолета и знаком угла скольжения.

Таким образом, суммарный момент крена, действующий на самолет при скольжении, создается в основном крылом, вертикальным оперением, а также вследствие интерференции между крылом и фюзеляжем (влиянием других частей пренебрегают):

$$M_x = M_{x_{\text{кр}}} + M_{x_{\text{в.о}}} + M_{x_{\text{инт}}}$$

Этот момент определяется как

$$M_x = m_x q S l = m_x^\beta \beta q S l, \quad (4.28)$$

где m_x — коэффициент момента крена, возникающий при скольжении и зависящий от угла скольжения (рис. 4.18); $m_x^\beta = \frac{\partial m_x}{\partial \beta}$ — производная от аэродинамического коэффициента момента крена по углу скольжения (тангенс угла наклона кривой $m_x \beta$ к оси абсцисс).

Производная m_x^β отрицательна по знаку. Это значит, что при положительном угле скольжения (на правое полукрыло) возникает отрицательный момент крена (на отстающее левое полукрыло) и, наоборот, при скольжении на левое полукрыло возникает момент крена, направленный на правое полукрыло.

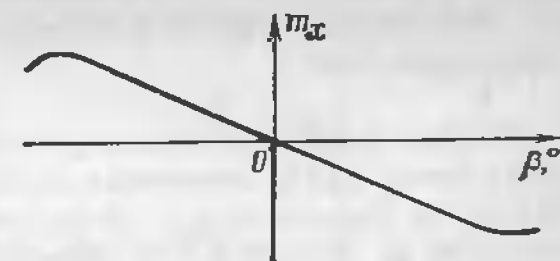


Рис. 4.18. Зависимость коэффициента аэродинамического момента крена m_x от угла скольжения при нейтральном положении органов управления

4.5. Механизация крыла и ее влияние на аэродинамические характеристики

Формы крыла одинаково пригодной для малых скоростей полета, дозвуковых и сверхзвуковых не существует. Крыло, рассчитанное для полета на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях, при уменьшении скорости до взлетной или посадочной становится непригодным из-за появления срыва потока при уменьшении скорости (увеличении угла атаки). Этот недостаток устраняется применением различных средств механизации крыла (рис. 4.19). Механизацией крыла называется система устройств, позволяющих изменять его аэродинамические характеристики. Таким образом, применение механизации крыла вызвано необходимостью увеличения скорости полета с одновременным улучшением взлетно-посадочных характеристик самолета.

Идея применения механизации крыла была выдвинута С.А. Чаплыгиным еще в 1910 г. Он впервые предложил выполнить крыло с щелями по размаху. Проходящий через эти щели поток должен сдувать пограничный слой с верхней поверхности крыла, тем самым предотвращать преждевременный срыв потока.

По выполняемым функциям средства механизации подразделяют на изменяющие несущую способность крыла и увеличивающие лобовое сопротивление. По месту расположения на крыле различают средства механизации передней и средства механизации хвостовой кромок крыла.

Закрылок — профилированная подвижная часть крыла, расположенная в его хвостовой части и отклоняемая вниз (рис. 4.20). Закрылки могут быть *поворотными*, т. е. поворачивающимися вокруг связанной с крылом оси вращения и не образующими при этом профилированной щели; *щелевыми* — при их отклонении между носком закрывки и крылом образуется профилированная щель; *многощелевыми* — составленными из нескольких подвижных звеньев, отклоняющихся на различные углы и разделяющихся профилированными щелями; *выдвижными* — поворачиваемыми относительно оси вращения и одновременно смещаемыми назад вдоль хорды крыла для увеличения его площади; с *отклоняемой хвостовой частью* — для увеличения кривизны профиля закрывки и в целом крыла.

Рис. 4.19. Механизованное крыло околозвукового транспортного самолета:

1 — турбулизаторы; 2 — предзакрылок; 3 — элерон; 4 — триммер элерона; 5 — сервокомпенсатор элерона; 6 — внешний закрывок; 7 — интерцепторы; 8 — внутренний закрывок; 9 — тормозные щитки

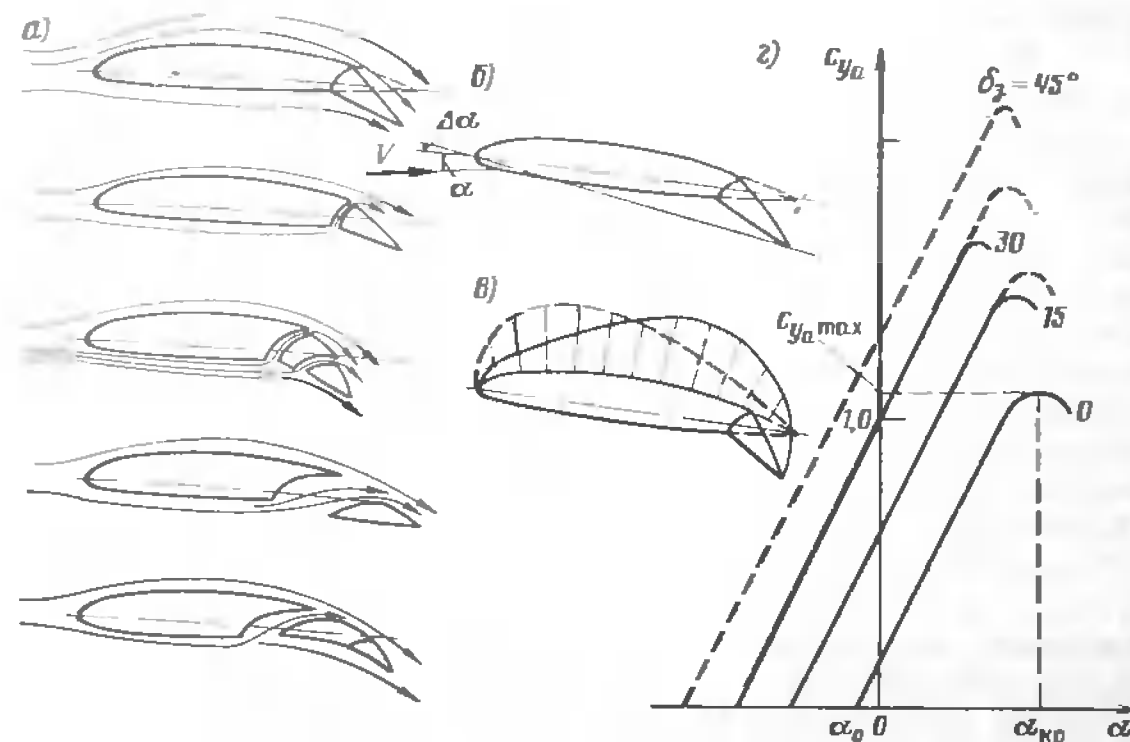


Рис. 4.20. Схема обтекания крыла с закрывком в рабочем положении (а), изменение угла атаки (б), перераспределение аэродинамической нагрузки (в) и зависимости $c_{y_a}(\alpha)$ при поворотном закрывке, отклоненном на различные углы (г) (штриховой линией показаны кривые для щелевого закрывка)

отклонении на угол $\delta_z = 25 \div 30^\circ$ уже появляется срыв потока на нем.

Щелевые закрывки, образуя профилированные щели, позволяют увеличить угол отклонения до 50° без срыва воздушного потока. При этом критический угол атаки уменьшается всего на $1 \dots 3^\circ$ по сравнению с убранными закрывками. Как видно из рисунка, отклонение закрывков приводит к увеличению несущей способности крыла и тем в большей степени, чем на больший (в пределах допустимого диапазона) угол отклонен закрывок. Этому также способствует увеличение фактического угла атаки, кривизны профилей крыла и площади крыла. Отклонение закрывков приводит к уменьшению угла атаки нулевой подъемной силы и к увеличению коэффициента лобового сопротивления.

При больших углах отклонения закрывков прирост коэффициента лобового сопротивления, вызванный отклонением закрывков, может стать больше, чем прирост коэффициента подъемной силы. В связи с этим при взлете самолета для сокращения длины разбега закрывки отклоняются на небольшие углы, что обеспечивает преимущественное увеличение подъемной силы при сравнительно небольшом лобовом сопротивлении.

На посадке угол отклонения закрывков больше, что обеспечивает высокие несущие свойства крыла и достаточно большое лобовое со-

противленне, приводящее к уменьшению длины пробега. Многоцелевые закрылки увеличивают коэффициент c_{y_a} в 2... 3 раза, критический угол атаки и коэффициент c_{x_a} .

Предкрылок — профилированная часть крыла, расположенная в носовой части и предназначенная для улучшения аэродинамических характеристик крыла (рис. 4.21). Предкрылки могут быть неподвижными, не изменяющими своего положения относительно крыла, или подвижными. Подвижные предкрылки в нерабочем положении плотно прижаты к крылу и, как другие средства механизации, вписываются в обводы крыла. По воле пилота или автоматически предкрылки приводятся в рабочее положение. Оптимальный угол отклонения предкрылков не более 35° . Применение предкрылков обусловлено необходимостью улучшения аэродинамических характеристик крыла при использовании средств механизации хвостовой кромки крыла.

С увеличением скорости воздушного потока на верхней поверхности крыла при отклонении закрылков увеличивается местный угол атаки носовой части крыла, что может вызвать срыв. Отклонение предкрылков предупреждает срыв потока. Между предкрылком и крылом образуется профилированная щель, вход в которую располагается в области точек полного торможения воздушного потока, а выход — вблизи области минимальных давлений (максимальных сужений струи). Воздух, проходя через щель, разгоняется, выходит на верхнюю поверхность, увлекает за собой пограничный слой, увеличивая его кинетическую энергию. В результате разрежение на верхней поверхности увеличивается, а отрыв пограничного слоя происходит на большем угле атаки и дальше от передней кромки крыла. Это приводит к увеличению угла $\alpha_{кр}$ и коэффициента $c_{y_{a\max}}$, некоторому увеличению коэффициента лобового сопротивления c_{x_a} за счет увеличения индуктивного сопротивления и потери энергии воздушного потока в щели.

Предкрылок увеличивает подъемную силу крыла до 20%. Однако увеличение критического угла атаки не позволяет в полной мере использовать эффект предкрылка, так как это приводит к осложнению посадки и взлета за счет увеличения угла атаки и возможности касания взлетно-посадочной полосы хвостовой частью фюзеляжа.

Предкрылок увеличивает подъемную силу крыла до 20%. Однако увеличение критического угла атаки не позволяет в полной мере использовать эффект предкрылка, так как это приводит к осложнению посадки и взлета за счет увеличения угла атаки и возможности касания взлетно-посадочной полосы хвостовой частью фюзеляжа.

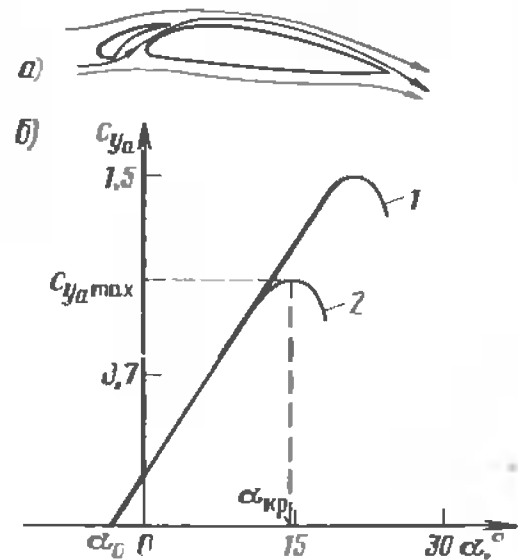


Рис. 4.21. Схема обтекания крыла с предкрылком в рабочем положении (а) и зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки при различных положениях предкрылка (б):

1 — рабочее положение; 2 — предкрылок убран

Предкрылки могут быть установлены по всему свободному размаху крыла или перед средствами механизации задней кромки крыла. Предотвращая срыв потока, они повышают их эффективность. Совместное применение закрылков и предкрылков дает значительное улучшение аэродинамических характеристик взлета и посадки (рис. 4.22). При этом возрастает коэффициент подъемной силы на одних и тех же углах атаки, уменьшается угол атаки нулевой подъемной силы, критический угол атаки увеличивается по сравнению с отдельным применением предкрылков и закрылков. При выпуске предкрылков центр давления крыла перемещается вперед, и пикирующий момент, возникающий при выпуске закрылков, уменьшается.

Носовой щиток и отклоняемый носок крыла (рис. 4.23) выполняет такую же роль, как и предкрылок. Качественное влияние их на аэродинамические характеристики крыла аналогично предкрылку. Как и предкрылки, носовые щитки и отклоняемые носки крыла применяются совместно со средствами механизации хвостовой кромки крыла.

Щиток — плоский, подвижный, отклоняющийся вниз элемент, устанавливаемый у хвостовой кромки крыла вдоль размаха и предназначенный для увеличения подъемной силы крыла. Он не изменяет форму верхней поверхности крыла (рис. 4.24). При этом значительно увеличивается кривизна крыла, что приводит к уменьшению угла атаки α_0 . В пространстве между щитком и крылом наблюдаются значительное разрежение, срыв потока с верхней поверхности щитка и интенсивное вихреобразование, что приводит к отсосу пограничного слоя, снижению градиентов давления на верхней поверхности крыла к безотрывному обтеканию. Оптимальный угол отклонения щитков не превышает 60° . При этом критический угол атаки крыла несколько уменьшается, увеличивается коэффициент подъемной силы c_{y_2} . Наблюдается значительно боль-

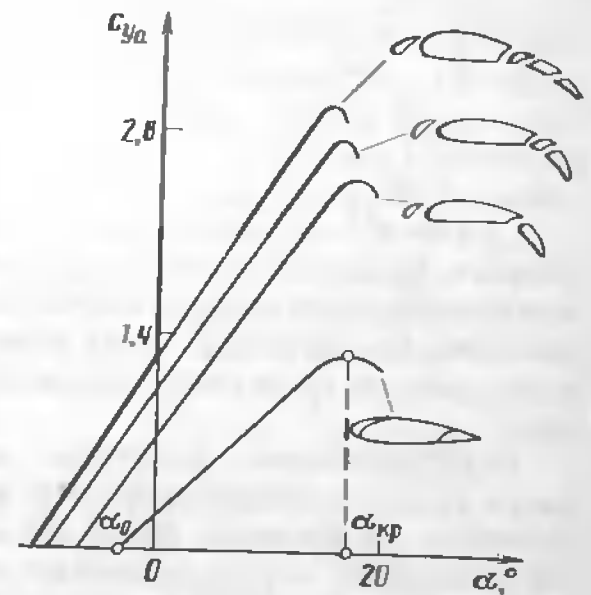


Рис. 4.22. Зависимость аэродинамического коэффициента подъемной силы от угла атаки при различных комбинациях предкрылка и выдвижных закрылков (одно-, двух- и трехцелевых)

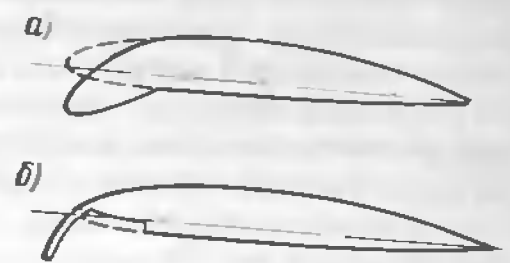


Рис. 4.23. Схемы отклоняющегося носка крыла (а) и носового щитка (б)

ший прирост коэффициента лобового сопротивления c_{x_0} , чем при отклонении закрылков, что объясняется мощным вихреобразованием. Выдвижной щиток, кроме этого, увеличивает площадь крыла, как и выдвижной закрылок. Увеличение лобового сопротивления обуславливает применение тормозных щитков.

Гаситель подъемной силы — это отклоняемый конструктивный элемент, расположенный на верхней поверхности крыла в зоне, обслуживаемой закрылками, и предназначенный для торможения и резкого уменьшения подъемной силы крыла. Гасители подъемной силы являются важным средством улучшения посадочных характеристик самолета.

Интерцепторы — пластины, расположенные на верхней поверхности крыла и предназначенные для управления самолетом по крену совместно с элеронами. Применение интерцепторов вызвано несколькими причинами: ограниченностью размеров элеронов из условия жесткости крыла и занятости хвостовой кромки крыла другими средствами механизации, потерей эффективности элеронов при концевом срыве потока, необходимостью повышения эффективности управления по крену при появлении углов скольжения, необходимостью создания дополнительного лобового сопротивления и гашения подъемной силы на посадке. При использовании для управления по крену интерцепторы отклоняются только на полукрыле с отклоненным вверх элероном.

Интерцепторы представляют собой узкие плоские или слегка искривленные пластины, расположенные вдоль размаха крыла и выдвигаемые через щели в крыле по нормали к поверхности или отклоняемые на постоянный или изменяемый по воле пилота угол. Как и гасители подъемной силы, интерцепторы вызывают турбулентацию пограничного слоя или срыв потока с крыла на поверхности, расположенной за интерцептором в зависимости от высоты выдвижения или угла отклонения. Действие интерцепторов приводит к перераспределению давления по крылу, что вызывает изменение коэффициентов аэродинамических сил и моментов. Уменьшение коэффициента подъемной силы и увеличение коэффициента лобового сопротивления вызывают резкое уменьшение аэродинамического качества самолета. Значение и знак изменения коэффициентов аэродинамических сил зависят не только от угла отклонения интерцепторов или высоты их выдвижения, но и места расположения интерцептора вдоль хорды. Применение гасителей подъемной силы и интерцепторов приводит к значительному уменьшению коэффициента подъемной силы и увеличению коэффициента лобового сопротивления, что вызывает резкое снижение несущих свойств крыла и эффективности других средств механизации. Уменьшение подъемной силы при движении самолета по взлетно-посадочной полосе вызывает повышение нагрузки на колеса и увеличение силы трения колес, что уменьшает длину пробега.

Тормозной щиток — подвижный элемент, предназначенный для увеличения аэродинамического сопротивления самолета. Для повыше-

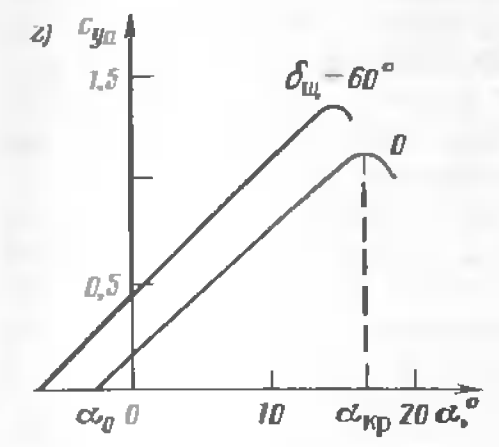
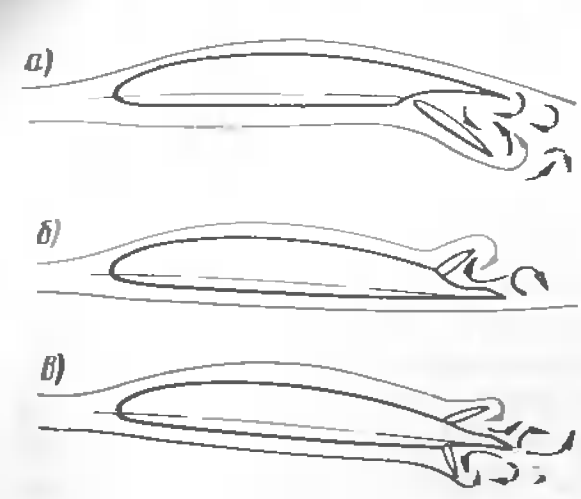


Рис. 4.24. Схема обтекания крыла с щитком в рабочем положении (а), отклоняемым интерцептором (б) и тормозным щитком типа «крокодил» (в) и зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки при отклоненном щитке (z)

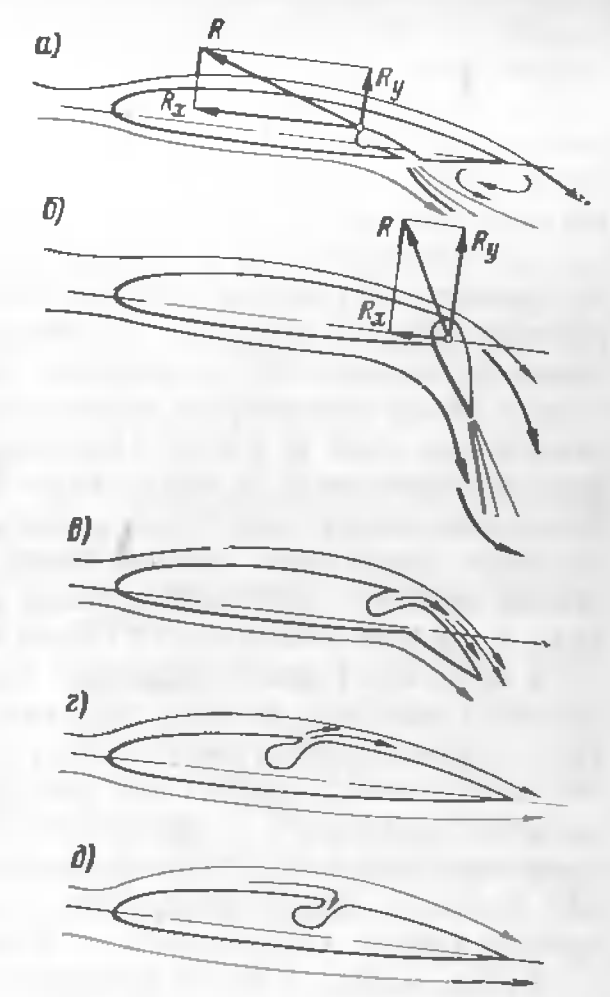


Рис. 4.25. Схема обтекания крыла со струйными средствами механизации и средствами управления пограничным слоем:

а — реактивный закрылок; б — закрылок с реактивным закрылком; в — УПС сверху с верхней поверхности закрылка; z — УПС снизу с верхней поверхности крыла; д — УПС сверху с верхней поверхности крыла

ния эффективности торможения на пробеге тормозные щитки отклоняются, что приводит к срыву воздушного потока за ними и резкому увеличению лобового сопротивления. По принципу действия тормозной щиток — эффективное средство повышения лобового сопротивления.

Применение интерцепторов и тормозных щитков на посадке сокращает длину пробега. Перспективным является применение крыла с изменяемой в полете кривизной профиля. Изменение относительной кривизны профиля приводит к изменению коэффициента угла атаки нулевой подъемной силы α_0 , коэффициента момента тангажа при нулевой подъемной силе m_{z_0} , положения центра давления \bar{x}_d . Управление кривизной профиля крыла в полете позволяет обеспечить оптимальное соотношение между подъемной силой и лобовым сопротивлением за счет

характеристик самого крыла и балансирующего отклонения органов управления.

Находит применение *струйная механизация* крыла: реактивные закрылки, реактивные предкрылки, системы управления пограничным слоем (УПС). Они предназначены для повышения кинетической энергии пограничного слоя и предотвращения преждевременного срыва потока, замены механических закрылков струйными, создания дополнительной подъемной силы за счет реакции струи (рис. 4.25). В узкую щель, расположенную на крыле, вдувается струя газов, отбираемых от силовой установки или подаваемых специальным компрессором. Благодаря этому улучшается обтекание крыла и одновременно создается реактивная сила R струи. Изменяя направление струи, можно изменить нормальную R_y и продольную R_x составляющие реактивной силы. Благодаря этому возрастает коэффициент подъемной силы без значительного увеличения критического угла атаки. Увеличения кинетической энергии пограничного слоя можно также достичь отсосом воздуха с верхней поверхности крыла через тонкие отверстия или щели.

В практике самолетостроения выбирается комбинация наиболее целесообразных для данного типа самолета средств механизации крыла. При этом необходимо иметь в виду, что механизация располагается на его определенных частях (см. рис. 4.19). Если на крыле расположены gondолы двигателей, то размах крыла, занятый механизацией, еще более сокращается. Механизация хвостовой кромки крыла расположена, как правило, между фюзеляжем и элеронами, механизация передней кромки крыла, как правило, — по всему свободному размаху крыла.

Форма крыла в плане оказывает существенное влияние на эффективность использования механизации, поэтому рассмотренные аэродинамические характеристики дают только качественную картину эффекта механизации. При определении аэродинамических характеристик крыла с механизацией в основном используются данные экспериментальных исследований.

4.6. Влияние конфигурации самолета на аэродинамические характеристики

Конфигурация самолета определяется сочетанием положения механизации крыла, шасси и других частей и агрегатов самолета, изменяющих его внешние очертания. Нормами летной годности самолетов установлены следующие конфигурации самолетов: первая взлетная — механизация крыла во взлетном положении, шасси выпущено (ШВ); вторая взлетная — механизация крыла во взлетном положении, шасси убрано (ШУ); полетная — механизация крыла в положении, соответствующем крейсерскому полету, шасси убрано; предпосадочная — механизация крыла в положении, соответствующем условиям захода на посадку, шасси выпущено; посадочная — механизация крыла в посадочном положении, шасси выпущено.

Влияние конфигураций самолета удобно рассмотреть на полях самолета, так как эти кривые дают наглядное представление о качественных и количественных изменениях коэффициентов аэродинамических сил и аэродинамического качества при различных углах атаки. Исходя из требований обеспечения жесткости и прочности конструкции, устойчивости и управляемости, безопасности полетов, скорости полета, на которой возможно изменение конфигурации, ограничивается. Типичные поля самолета при различных конфигурациях приведены на рис. 4.26. Крейсерский полет (наиболее продолжительный этап) целесообразно выполнять при крейсерском угле атаки $\alpha_{кр}$ значительно меньшем наивыгоднейшего угла атаки $\alpha_{нв}$. Крейсерскому углу атаки соответствует близкое к минимальному лобовое сопротивление самолета $c_{x_{a, мин}}$ (поляра 1).

Выпуск шасси увеличивает лобовое сопротивление самолета на 5...10% вследствие увеличения профильного сопротивления самолета и сопротивления интерференции системы: крыло—шасси—фюзеляж. Кроме того, при выпуске и уборке шасси открываются створки люков gondол для шасси, расположенных на крыле или фюзеляже. Это приводит к значительному приросту лобового сопротивления самолета. На подъемную силу выпуск и уборка шасси оказывают незначительное влияние (поляра 2). Поляры самолета при выпущенном шасси смещены вправо в направлении увеличения c_{x_a} . При выпуске и уборке шасси сопротивление интерференции достигает максимума при некотором промежуточном положении шасси. Увеличение коэффициента лобового сопротивления приводит к уменьшению аэродинамического качества, что видно по уменьшению угла аэродинамического качества φ . Выпуск шасси вызывает уменьшение аэродинамического качества на 12–25%, а угол $\alpha_{нв}$ увеличивается на 8–14%.

При выпущенных шасси подкрылках и закрылках поляра сдвигается вправо вверх (поляра 4). Причиной этого является увеличение коэффициентов c_{y_a} и c_{x_a} . Коэффициент c_{x_a} увеличивается не только вследствие выпуска шасси, но и за счет появления дополнительного сопротивления крыла при выпуске закрылков. Чем больше угол от-

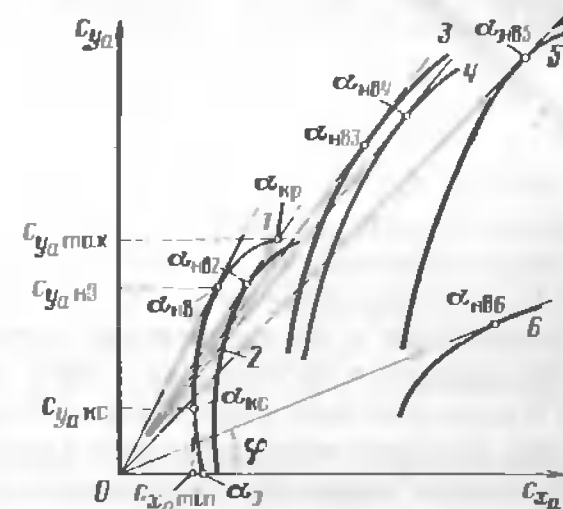


Рис. 4.26. Поляры самолета при различных конфигурациях:

1 — механизация и шасси убраны (полетная конфигурация); 2 — механизация крыла убрана, шасси выпущено; 3 — закрылки, предкрылки выпущены, шасси убрано (вторая взлетная конфигурация); 4 — закрылки и предкрылки во взлетном положении шасси выпущено (первая взлетная конфигурация); 5 — закрылки, предкрылки и шасси выпущено (предпосадочная конфигурация); 6 — закрылки, предкрылки и шасси выпущено, интерцепторы отклонены (посадочная конфигурация)

клонения закрылков, тем больше коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы.

Отклонение других средств механизации, увеличивающих подъемную силу крыла, например предкрылков, приводит к росту коэффициентов c_{y_a} и c_{x_a} , смещению поляры вправо и вверх, а также некоторой ее трансформации. Трансформация поляры объясняется сложным аэродинамическим взаимодействием частей самолета, которое может существенно изменяться в небольшом диапазоне углов атаки. При отклоненных в посадочное положение закрылках, выпущенных шасси и предкрылках поляра занимает самое верхнее положение (поляра б). Отклонение интерцепторов на посадке значительно увеличивает лобовое сопротивление самолета и резко снижает подъемную силу. Поляра самолета сдвигается вправо и опускается вниз (поляра а). При этом аэродинамическое качество самолета становится минимальным и равным 20–50 % значения K_{max} .

4.7. Экранирующее влияние ВПП на аэродинамические характеристики самолета

На взлете и посадке из-за экранирующего воздействия земной поверхностью ограничивается снос воздушного потока за крылом, изменяется обтекание самолета воздухом. Изменение условий обтекания наблюдается при сравнительно небольших расстояниях h_3 от фокуса самолета¹ F до земли (рис. 4.27, а). Уже при расстояниях, равных длине средней аэродинамической хорды b_A до поверхности ВПП, влияние экрана земли практически исчезает.

При движении самолета вблизи земли на его несущих поверхностях наблюдается перераспределение давления. В результате повыше-

¹ Фокус самолета или фокус по углу атаки — точка, расположенная на линии пересечения плоскости OXZ связанной системы координат с плоскостью симметрии самолета OXY , относительно которой момент тангажа остается постоянным при малых изменениях угла атаки.

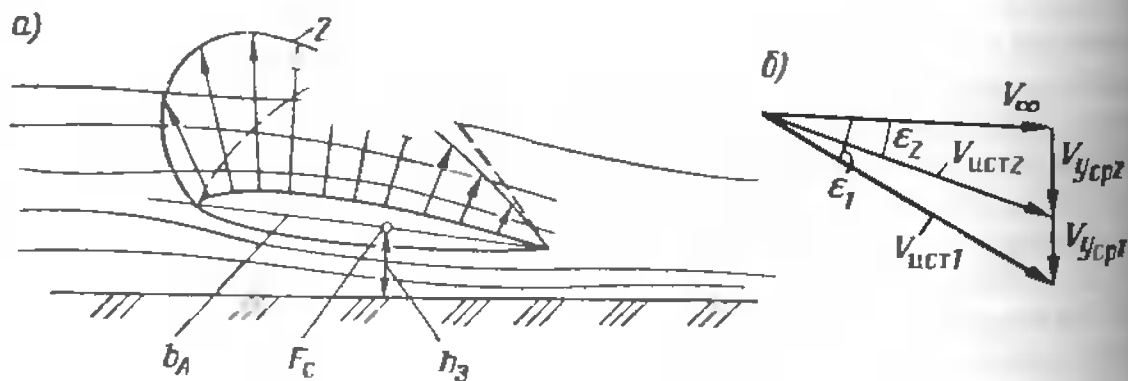


Рис. 4.27. Влияние близости земли на распределение давления по профилю крыла (а) и снос воздушного потока за крылом (б):

1 — вдали от земли; 2 — вблизи земли

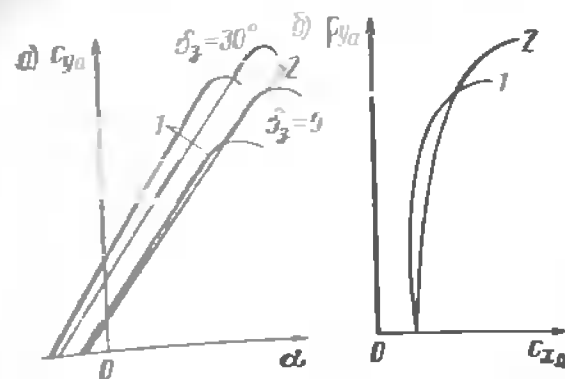


Рис. 4.28. Влияние близости земли на зависимость $c_{y_a}(\alpha)$ при убранных и отклоненных закрылках (а) и поляру самолета (б):

1 — вблизи земли; 2 — вдали от земли

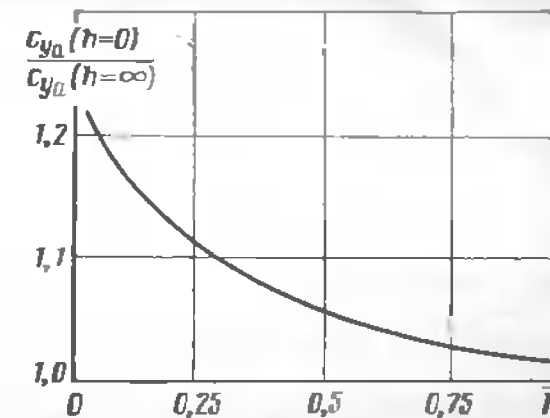


Рис. 4.29. Зависимость относительного увеличения коэффициента подъемной силы $c_{y_a}(\bar{h}=0)/c_{y_a}(\bar{h}=\infty)$ от относительного удаления самолета от земли \bar{h}

ния давления под крылом скорость воздушного потока на верхней поверхности и особенно вблизи передней кромки повышается, увеличивается разрежение, уменьшается средняя вертикальная составляющая скорости $V_{уср}$. Перераспределение давлений на верхней и нижней поверхностях крыла приводит к повышению коэффициентов подъемной силы при одних и тех же углах атаки. Прирост коэффициента подъемной силы вследствие влияния земли может достигать 20 %. Уменьшение угла сноса воздушного потока (ϵ_2) за крылом из-за экранирующего влияния земли (рис. 4.27, б) приводит к увеличению истинного угла атаки. Поэтому срыв воздушного потока с крыла начинается на меньших углах атаки, значение $\alpha_{кр}$ уменьшается (рис. 4.28). Отклонение механизации крыла вызывает еще более существенное перераспределение давления по профилю крыла, изменение коэффициента подъемной силы и сноса воздушного потока. При этом тенденция изменения аэродинамических характеристик из-за близости земли сохраняется (рис. 4.28, а). Уменьшение сноса воздушного потока за крылом обуславливает уменьшение сопротивления сил давления и уменьшение индуктивного сопротивления крыла, в результате общее лобовое сопротивление самолета уменьшается, поляра крыла (см. рис. 4.28, б) смещается влево и имеет меньший наклон.

Поскольку срыв воздушного потока с крыла вблизи земли наступает на меньших углах атаки, то возрастает роль средств управления пограничным слоем и механизации крыла, в частности, отклоняемого носка, предкрылка и носового щитка.

Для сравнительной оценки влияния близости земли на аэродинамические характеристики самолетов введено понятие относительного удаления

$$\bar{h}_3 = 2l/h_3, \quad (4.29)$$

где l — размах крыла.

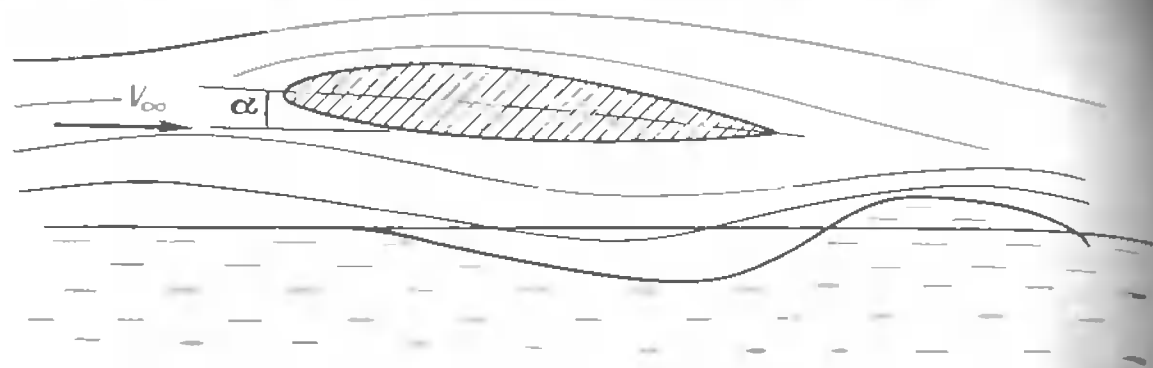


Рис. 4.30. Деформация подстилающей поверхности (воды)

Низкопланы испытывают экранирующее влияние земной поверхности в большей степени, чем высокопланы. Степень влияния близости земли на коэффициент подъемной силы самолета характеризуется зависимостью, представленной на рис. 4.29.

Уменьшение индуктивного сопротивления за счет экранирующего влияния земной поверхности эквивалентно увеличению удлинения крыла. Поэтому влияние близости земли можно учесть при расчетах введением эффективного удлинения крыла

$$\lambda_{эф.з} = \frac{\lambda_{эф}}{2,23} \left(2 + \frac{\pi}{4h_3} \right). \quad (4.30)$$

Деформация экрана (подстилающей поверхности), например, при движении самолета у поверхности воды или у поверхности земли, заросшей мелкой растительностью (травой, кустарником), приводит к снижению эффекта экрана (рис. 4.30). Это явление должно учитываться пилотом при взлете и посадке на грунтовых аэродромах, а также при выполнении вынужденных посадок, поскольку потребное движение рычагами управления будет отличаться от привычного, выработанного на твердых ВПП.

Дополнительная литература

[4], с. 326—341, 287—295; [7], с. 21—54; [9], с. 19—45; [14], с. 204—265

Контрольные вопросы

1. Что понимают под аэродинамической интерференцией?
2. Изобразите проекции аэродинамической силы планера на оси скоростной системы координат, назовите их и запишите формулы.
3. Назовите и запишите формулы аэродинамических моментов аэродинамической силы планера относительно осей связанной системы координат.
4. Запишите уравнение поляры самолета, сравните поляры крыла и самолета при $M < 0,4$.
5. Изобразите и поясните семейство поляр при различных числах M полета.
6. Поясните влияние числа M полета на аэродинамические характеристики самолета.

7. Изобразите зависимости $m_z(\alpha)$ и $m_z(c_{y\alpha})$, укажите и поясните характерные точки.

8. Объясните природу аэродинамического момента рыскания.

9. Объясните природу аэродинамического момента крена.

10. Дайте определение механизации крыла и проведите ее классификацию.

11. Изобразите схему обтекания крыла с отклоненными закрылками, предкрылками, носовым щитком и отклоняемым носком крыла, проанализируйте зависимости $c_{y\alpha}(\alpha)$.

12. Объясните обтекание крыла, снабженного струйной механизацией, изобразите и проанализируйте зависимости $c_{y\alpha}(\alpha)$.

13. Поясните принцип действия гасителей подъемной силы и тормозных щитков.

14. Изобразите поляру самолета с убранной и выпущенной механизацией, укажите характерные точки, проведите их сравнительный анализ.

15. Дайте обоснование влияния близости земли на аэродинамические характеристики самолета, проведите сравнительный анализ зависимостей $c_{y\alpha}(\alpha)$ вдали и вблизи земли.

16. Рассчитайте угол атаки горизонтального оперения при полете на углах атаки $\alpha_1 = 3^\circ$ и $\alpha_2 = 10^\circ$, если угол установки горизонтального оперения $\alpha_{г.0} = -3^\circ$, а углы скоса потока, измеренные у горизонтального оперения, $\varepsilon_1 = 2^\circ$ и $\varepsilon_2 = 5^\circ$. Ответ: $\alpha_{г.01} = -2^\circ$; $\alpha_{г.02} = 2^\circ$.

17. Условием выполнения горизонтального полета самолета является равенство подъемной силы Y_α силе тяжести G . Выполнится ли это условие, если полет совершается на высоте 7500 м со скоростью 600 км/ч ($c_{y\alpha} = 1,6$; $S = 80 \text{ м}^2$). Ответ: $Y_\alpha = 989\,430 \text{ Н}$ ($\rho = 0,557 \text{ кг/м}^3$).

18. Определите аэродинамическое качество самолета, если $c_{y\alpha} = 2$; $c_{x0} = 0,02$ и $\lambda_{эф} = 6,5$. Ответ: $K = 9,3$.

19. Как изменится аэродинамическое качество самолета при $c_{y\alpha} = 1,7$, если из-за увеличения шероховатости поверхности и ухудшения герметичности величина c_{x0} возрастет на 30%. Для нового самолета $c_{x0} = 0,025$; $\lambda_{эф} = 7$. Ответ: в 1,05 раза.

Глава 5

ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУШНОГО ВИНТА

5.1. Геометрические и кинематические характеристики

Классификация воздушных винтов. Воздушный винт предназначен для преобразования энергии вращения вала двигателя в энергию поступательного движения самолета путем отбрасывания воздуха в направлении, обратном полету.

Теория воздушного винта была создана Н. Е. Жуковским и получила дальнейшее развитие в работах В. П. Ветчинкина, Б. Н. Юрьева, Г. Х. Сабинина, Г. И. Кузьмина, Т. Кармана, Г. Гладуэрта и других ученых.

Основными частями воздушного винта являются лопасти и втулка с механизмом поворота лопастей (рис. 5.1).

Воздушные винты классифицируют: по способу закрепления лопастей на втулке, числу лопастей, форме лопасти, ее материалу, на-

правлению вращения и другим признакам. По способу закрепления лопастей на втулке воздушные винты подразделяют на винты фиксированного и изменяемого шага. Воздушные винты, у которых лопасти жестко соединены с втулкой и не изменяют углы установки по отношению к плоскости вращения, называют *воздушными винтами фиксированного шага (ВФШ)*. Воздушные винты, у которых угол установки лопастей в полете может изменяться автоматически под действием аэродинамических сил или под действием специального регулятора, называют *воздушными винтами изменяемого шага (ВИШ)*. По способу управления воздушные винты изменяемого шага подразделяют на винты ручного и автоматического управления.

По числу лопастей воздушные винты делятся на двух-, трех-, четырех- и многолопастные. Двухлопастные воздушные винты имеют наибольший к.п.д. вследствие наименьшей аэродинамической интерференции между лопастями. Однако для того, чтобы воздушный винт использовал всю мощность, отдаваемую ему двигателем, необходимо увеличить диаметр винта, что ограничивается высотой шасси, расстоянием между воздушными винтами, установленными на крыле, и другими факторами. Это приводит к необходимости применения воздушных винтов с большим числом лопастей, несмотря на снижение к. п. д.

Лопастя изготавливают из металла (в основном алюминиевые сплавы), пластмассы, композиционных материалов, дерева.

По направлению вращения воздушные винты подразделяют на воздушные винты *левого* и *правого* вращения. Направление вращения определяется относительно пилота, находящегося в кабине. Направление вращения воздушного винта против хода часовой стрелки считается левым. По роду действия воздушные винты бывают тянущими и толкающими. Если воздушный винт расположен впереди двигателя, то он называется тянущим, если позади — толкающим. Если на самолете несколько силовых установок, их иногда располагают одну за другой (тандем). При этом передний воздушный винт является тянущим, а задний — толкающим. Направление вращения таких воздушных винтов обычно противоположное.

Наиболее широкое применение в настоящее время получили воздушные винты изменяемого шага: флюгерные, реверсивные, соосные, туннельные.

Флюгерные воздушные винты имеют ту особенность, что в случае отказа или преднамеренного выключения двигателя их лопасти могут развернуться относительно набегающего потока в положение, при котором сопротивление наименьшее. Все воздушные винты, применяемые на транспортных самолетах, являются флюгерными.

Реверсивные воздушные винты отличаются возможностью поворота лопастей на такие установочные углы, при которых создается отрицательная тяга, направленная против движения самолета. Использование реверса тяги при посадке позволяет значительно сократить дистанцию пробега.

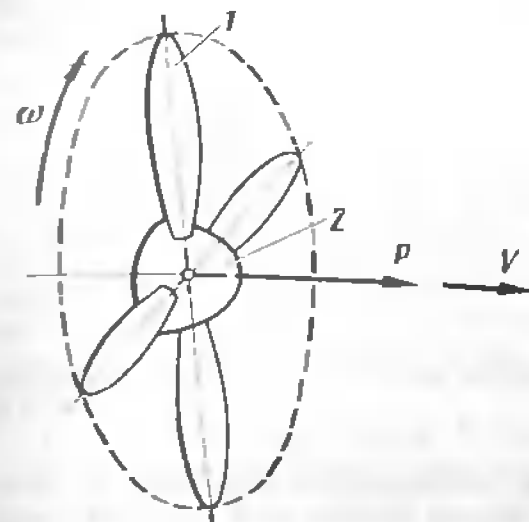


Рис. 5.1. Воздушный винт:

1 — лопасти; 2 — втулка с механизмом поворота лопастей

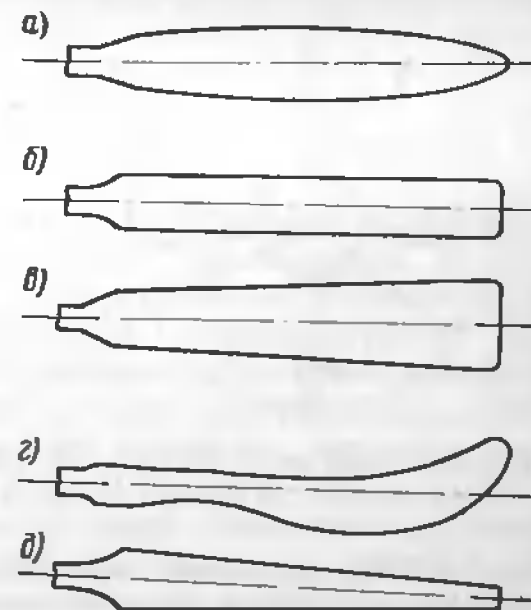


Рис. 5.2. Форма лопастей воздушного винта:

а — овальная; б — прямоугольная; в — веерообразная; г — саблевидная; д — трапециевидная

Соосные воздушные винты представляют собой два воздушных винта, устанавливаемых один за другим на небольшом расстоянии. Они вращаются в разные стороны относительно одной геометрической оси. Благодаря такой установке снижаются потери на закрутку воздуха и повышается к.п.д. Кроме того, взаимно уравновешиваются реактивный и гидроскопический моменты винтов.

Туннельным называется воздушный винт, помещенный в профилированный кольцевой туннель. Вследствие уменьшения потерь энергии на отбрасывание воздуха повышается к.п.д. винта.

Геометрические характеристики. Основными геометрическими характеристиками воздушного винта являются: форма лопасти в плане, геометрические характеристики профилей лопасти, диаметр, ометаемая винтом площадь, угол установки лопасти, коэффициент заполнения.

Формой лопасти в плане (рис. 5.2) называется форма проекции лопасти на плоскость вращения воздушного винта.

Если лопасть рассечь плоскостью, параллельной оси вращения воздушного винта на расстоянии r_c , называемом радиусом сечения (рис. 5.3, а), то получим форму профиля лопасти в данном сечении. Как правило, форма профилей в сечениях, соответствующих различным радиусам r_c , не одинакова (рис. 5.3, б). Профили лопастей по форме близки к профилям крыла и имеют те же геометрические характеристики (см. рис. 2.3).

Диаметр воздушного винта D — это диаметр круга, ометаемого воздушным винтом при вращении (см. рис. 5.3, а). Диаметры воздуш-

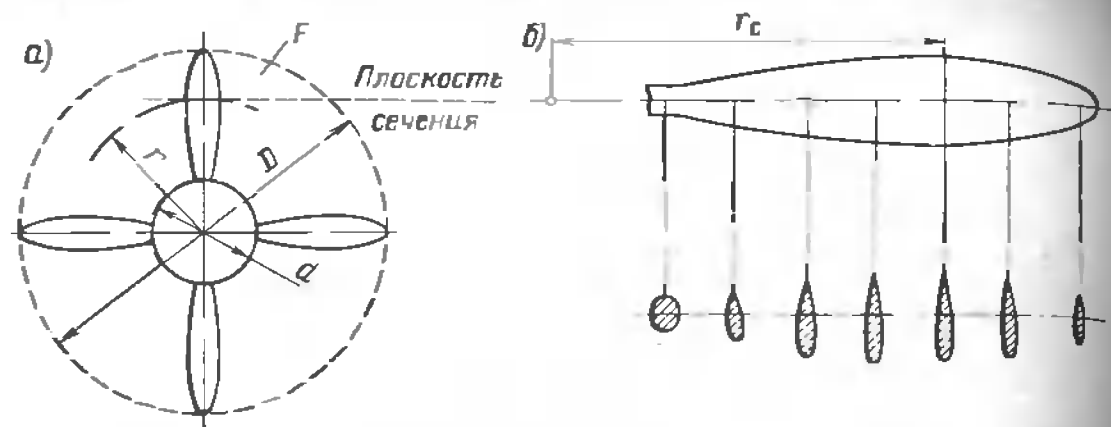


Рис. 5.3. Воздушный винт в плане (а) и формы профилей лопастей воздушного винта в сечениях различных радиусов (б)

ных винтов транспортных самолетов выбираются равными 3—6 м. Диаметр нерабочей части воздушного винта (диаметр d втулки) обычно не более $0,2 D$.

Ометаемая воздушным винтом площадь F — площадь, ометаемая его рабочей частью:

$$F = \frac{\pi}{4} (D^2 - d^2). \quad (5.1)$$

Для воздушных винтов транспортных самолетов $F = (0,95 - 0,98) \frac{\pi D^2}{4}$. Угол установки лопасти φ — угол между хордой сечения лопасти, расположенного на расстоянии $r = 0,75 R$ от оси вращения, и плоскостью вращения воздушного винта (см. рис. 5.4, б). Сечение лопастей, указанного радиуса r , называется контрольным.

Коэффициент заполнения σ — отношение суммы площадей всех лопастей к площади, ометаемой воздушным винтом:

$$\sigma = \sum_1^n F_{л} / F. \quad (5.2)$$

Площадь лопасти — площадь проекции лопасти на плоскость вращения. Поскольку у воздушных винтов с изменяемым шагом угол установки лопастей φ не постоянен, то форма и площадь лопасти $F_{л}$ будут переменными. При определении этих характеристик оговаривается угол установки лопасти, при котором производятся измерения, например наименьший угол установки лопасти.

При вращении воздушного винта каждое сечение лопасти обтекается воздушным потоком с различными скоростями, соответствующими линейной скорости u_c каждого сечения:

$$u_c = 2\pi r_c n_c. \quad (5.3)$$

где r_c — радиус сечения; n_c — частота вращения вала воздушного винта (число оборотов в 1 с).

При большой частоте вращения и большой скорости полета на концевых сечениях лопастей могут появиться сверхзвуковые зоны обтекания. Для предотвращения этого профили концевых частей лопасти выполняют тонкими. Кроме того, применяют аэродинамическую и геометрическую крутку лопастей.

Лопастям воздушных винтов, работающих в условиях околозвукового обтекания, придают саблевидную или стреловидную форму.

Кинематические характеристики. К кинематическим характеристикам воздушного винта относятся параметры, характеризующие геометрические свойства перемещения во времени: геометрический шаг, поступь, скольжение, относительная поступь, поступательная скорость, линейная скорость сечений за счет вращения, истинная скорость сечения.

Геометрическим шагом H воздушного винта называется расстояние, на которое продвинется воздушный винт вдоль оси вращения за один оборот в твердой среде. Геометрический шаг измеряется по контрольному сечению $r = 0,75 R$ и определяется как

$$H = 2\pi r \operatorname{tg} \varphi. \quad (5.4)$$

Поступь воздушного винта h — расстояние вдоль оси вращения, на которое продвигается воздушный винт в воздухе за один оборот (рис. 5.4, а).

Скольжение воздушного винта s — разность между геометрическим шагом и поступью:

$$s = H - h. \quad (5.5)$$

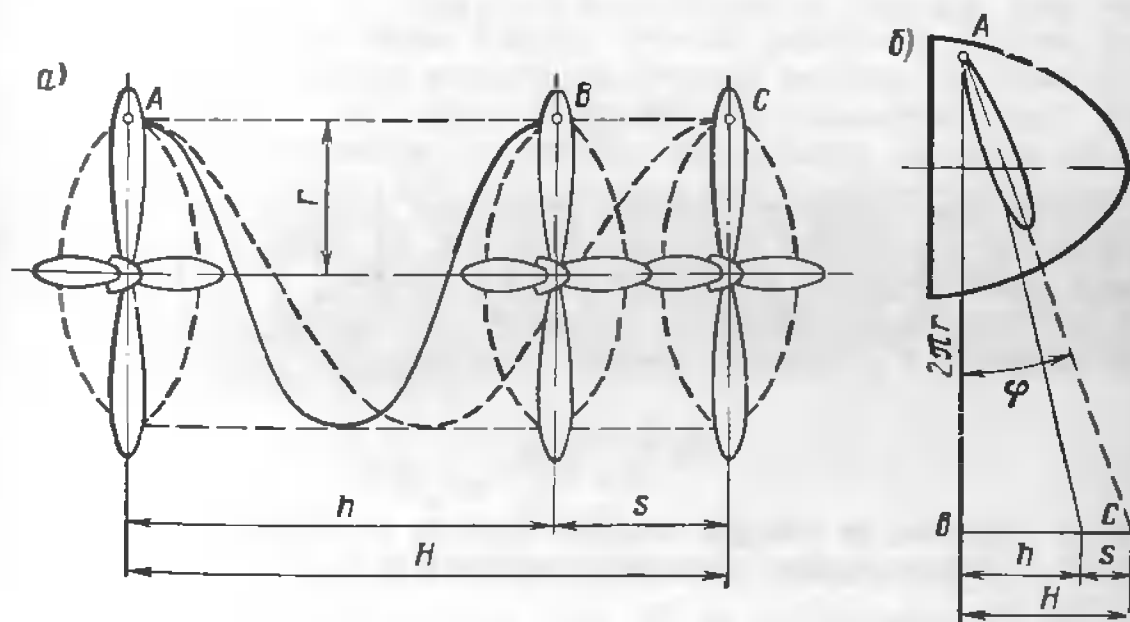


Рис. 5.4. Геометрический шаг, поступь и скольжение воздушного винта: а — пространственное движение точки А сечения лопасти, расположенного на расстоянии $r = 0,75 R$ от оси вращения; б — развертка цилиндра

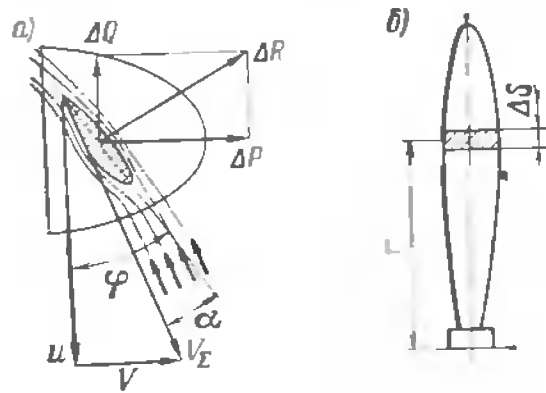


Рис. 5.5. Треугольник скоростей и аэродинамические силы, действующие на элемент лопасти площадью ΔS воздушного винта (вращение винта влево)

Относительная поступь воздушного винта λ — отношение поступи воздушного винта к его диаметру:

$$\lambda = h \cdot D. \quad (5.6)$$

Так как самолет движется с некоторой скоростью V относительно воздушной среды, то и воздушный винт совершает поступательное движение вместе с самолетом. Если за 1 с самолет пролетит некоторый путь, а воздушный винт за 1 с совершит n_c оборотов, то поступь, как путь, пройденный за 1 с воздушного винта в воздухе, определится соотношением

$$h = V / n_c. \quad (5.7)$$

В зависимости от скорости полета и частоты вращения воздушного винта поступь h может быть меньше, равна или больше геометрического шага H . Действительно, за один оборот воздушного винта точка A пройдет во вращательном движении путь, равный $2\pi r$ (отрезок AB , рис. 5.4, б), а также путь в поступательном движении вместе с самолетом $BC = h$. Очевидно, чем больше скорость поступательного движения самолета при постоянной частоте вращения воздушного винта, тем больше поступь h . При увеличении скорости можно получить $h > H$.

Подставляя в формулу (5.6) вместо h выражение из (5.7), получим еще одну формулу относительной поступи:

$$\lambda = \frac{V}{n_c D}. \quad (5.8)$$

Рассмотрим скорости движения сечения лопасти при его вращательно-поступательном движении (рис. 5.5, а). Если u — вектор скорости вращательного движения сечения лопасти, V — вектор скорости поступательного движения его вместе с самолетом, то вектор истинной скорости V_Σ сечения лопасти относительно воздушной среды:

$$V_\Sigma = V + u. \quad (5.9)$$

Таким образом, на каждое сечение лопасти в результате его вращательно-поступательного движения набегающий воздушный поток со скоростью V_Σ .

Угол $\alpha_{сеч}$, заключенный между вектором скорости набегающего на каждое сечение воздушного потока V_Σ и хордой сечения, называется *углом атаки сечения лопасти*.

Угол α , определенный для контрольного сечения лопасти ($r = 0.75 R$), называется *углом атаки лопасти*:

$$\alpha = \varphi - \arctg \frac{V}{u}. \quad (5.10)$$

Линейная скорость u лопасти (м/с) вследствие вращательного движения:

$$u = \pi D n_c. \quad (5.11)$$

Скорость поступательного движения выражается через кинематические характеристики воздушного винта

$$V = h n_c = \lambda D n_c. \quad (5.12)$$

Угол атаки лопасти

$$\alpha = \varphi - \arctg \frac{\lambda}{\pi}. \quad (5.13)$$

Увеличение скорости полета вызывает уменьшение угла атаки лопасти (5.10), а увеличение частоты вращения воздушного винта (увеличение u) — увеличение угла атаки лопасти воздушного винта фиксированного шага. Наибольшим углом атаки лопасти будет при $V = 0$, т. е. при работе воздушного винта на месте, если $\varphi = \text{const}$. При этом угол атаки равен углу установки лопасти.

5.2. Аэродинамические силы и к.п.д. воздушного винта

Аэродинамические силы. Каждое сечение (профиль) лопасти воздушного винта обтекается воздушным потоком подобно профилю крыла (см. рис. 5.5, а). При этом в результате его взаимодействия с воздушным потоком возникают аэродинамические силы. Выделим на лопасти элемент площадью ΔS , заключенный между двумя сечениями лопасти, параллельными оси вращения воздушного винта (см. рис. 5.5, б). Будем считать, что элемент лопасти обтекается однородным потоком воздуха. Равнодействующая всех аэродинамических сил, распределенных по поверхности элемента лопасти, называется *аэродинамической силой элемента лопасти*

$$\Delta R = c_R \frac{\rho V_\Sigma^2}{2} \Delta S, \quad (5.14)$$

где c_R — коэффициент аэродинамической силы элемента лопасти.

Разложим аэродинамическую силу ΔR на составляющие в плоскости, параллельной оси вращения и перпендикулярной ей. Составляющая, действующая в плоскости вращения, называется *аэродинамической*

ской силой сопротивления вращению ΔQ . Она создает момент сопротивления вращению ΔM воздушного винта

$$\Delta M = \Delta Q r_c, \quad (5.15)$$

где r_c — радиус сечения, соответствующего рассматриваемому элементу лопасти (точнее, средний радиус сечения).

Составляющая аэродинамической силы элемента лопасти, направленная перпендикулярно плоскости вращения, называется *тягой элемента лопасти* ΔP . Сложив элементарные тяги ΔP и элементарные силы сопротивления вращению ΔQ , получим соответственно тягу воздушного винта и силу сопротивления вращению:

$$P = c_P \frac{\rho V_{\Sigma}^2 S}{2}, \quad (5.16)$$

$$Q = c_Q \frac{\rho V_{\Sigma}^2 S}{2}, \quad (5.17)$$

где c_P и c_Q — коэффициенты аэродинамической составляющей тяги и силы сопротивления вращению, зависящие от параметров геометрического подобия лопастей воздушного винта, угла атаки и определяемые экспериментально.

В практике летной эксплуатации тягу выражают эмпирической формулой, полученной из теории воздушных винтов:

$$P = \bar{\alpha} \rho n_c^2 D^4, \quad (5.18)$$

где $\bar{\alpha}$ — коэффициент тяги воздушного винта, определяемый экспериментально по результатам продувок воздушного винта в аэродинамических трубах для серии воздушных винтов.

Сила сопротивления вращению воздушного винта Q создает относительно оси вращения *момент сопротивления вращению* M_Q , для преодоления которого от силовой установки отбирается мощность,

$$N_B = \bar{\beta} \rho n_c^3 D^5, \quad (5.19)$$

где $\bar{\beta}$ — коэффициент мощности воздушного винта, определяемый экспериментально для серии воздушных винтов.

Коэффициенты тяги $\bar{\alpha}$ и мощности $\bar{\beta}$. Указанные коэффициенты зависят от скорости полета, частоты вращения воздушного винта, его диаметра и могут быть представлены как функций относительной поступи λ для воздушного винта (серии воздушных винтов). Изменение λ в процессе испытаний достигается путем изменения частоты вращения n_c винта и скорости V воздушного потока в аэродинамической трубе. Коэффициенты $\bar{\alpha}$ и $\bar{\beta}$ в процессе испытаний определяют по формулам:

$$\bar{\alpha} = \frac{P}{\rho n_c^2 D^4}, \quad (5.20)$$

$$\bar{\beta} = \frac{N}{\rho n_c^3 D^5}, \quad (5.21)$$

где P и N — измеренные весовым методом в процессе испытаний тяга и мощность воздушного винта.

Анализ зависимостей коэффициентов $\bar{\alpha}$ и $\bar{\beta}$ воздушного винта от относительной поступи λ (рис. 5.6) показывает, что при относительной поступи $\lambda = 0$, т. е. при работе воздушного винта на месте ($V=0$), коэффициенты $\bar{\alpha}$ и $\bar{\beta}$ близки к максимальным. При постоянной частоте вращения воздушного винта и увеличении скорости набегающего потока относительная поступь λ увеличивается, а коэффициенты $\bar{\alpha}$ и $\bar{\beta}$ уменьшаются. При некоторых значениях λ коэффициенты $\bar{\alpha}$ и $\bar{\beta}$ обращаются в ноль. Дальнейшее увеличение λ сопровождается ростом отрицательных значений коэффициентов. Обычно зависимости $\bar{\alpha}(\lambda)$, $\bar{\beta}(\lambda)$ и к.п.д. воздушного винта от поступи $\eta_B(\lambda)$ приводятся вместе.

К. п. д. воздушного винта. На создание тяги воздушного винта расходуется только часть мощности, отбираемой от двигателя. Полезная часть мощности, затрачиваемая на продвижение самолета, называется *тяговой мощностью*

$$N_P = PV. \quad (5.22)$$

Отношение тяговой мощности N_P к мощности, затрачиваемой на вращение воздушного винта N_B , называется *коэффициентом полезного действия воздушного винта*

$$\eta_B = N_P/N_B = (\bar{\alpha}/\bar{\beta}) \lambda \quad (5.23)$$

Из формулы (5.23) следует, что к. п. д. винта является функцией характеристики режима работы воздушного винта — относительной поступи λ . Диаметр воздушного винта D и частота вращения n_c являются постоянными, поэтому относительная поступь определяется только скоростью полета V . При работе воздушного винта на месте, когда $V=0$ и $\lambda=0$, к.п.д. винта $\eta_B=0$. Это объясняется тем, что, хотя воздушный винт при $V=0$ и создает тягу, но из-за отсутствия поступательной скорости полезной работы не совершается (см. рис. 5.6). Мощность, отбираемая от двигателя, затрачивается на преодоление сопротивления вращению, сжатие, отбрасывание воздуха назад, его закручивание и т.д.

С увеличением скорости к.п.д. растет и достигает максимального значения при некоторой относительной поступи λ . Максимальный к.п.д. винтов $\eta_B \leq 0,9$. При дальнейшем увеличении скорости полета (относительной поступи λ) к.п.д. воздушного винта уменьшается, так как возрастают потери на сжимаемость воздуха. Это является

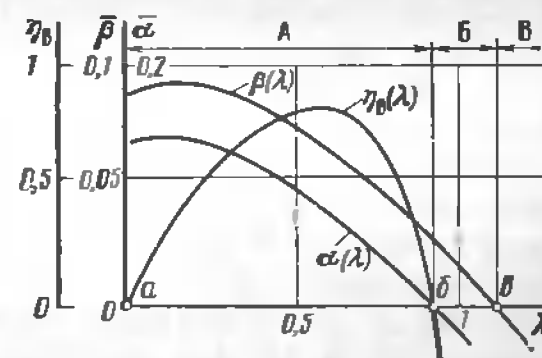


Рис. 5.6. Зависимости коэффициентов к.п.д., мощности и тяги воздушного винта от относительной поступи: А, Б и В — области режимов положительной тяги, реверса и ветряка соответственно

причиной ограничения диапазона скоростей полета самолетов с винтовой силовой установкой.

Из всех частей самолета воздушный винт первым входит в зону волнового кризиса, так как его концы оказываются в условиях сверхзвукового обтекания, когда скорость полета еще далека от критической для планера. Появление зон сверхзвукового обтекания и скачков уплотнения наступает на такой скорости полета V , при которой результирующая скорость V_{Σ} потока, набегающего на лопасти воздушного винта, станет больше, чем критическая скорость V_* , соответствующая числу M_* для концевых профилей лопасти:

$$V_{\Sigma} = \sqrt{V^2 + (\pi D n_c)^2} \geq V_* \quad (5.24)$$

Для повышения скорости полета самолета исходя из условия появления волнового кризиса на концах лопастей предусматривают следующие меры: подбор более тонких профилей для концевых сечений лопастей, уменьшение диаметра воздушного винта при одновременном увеличении числа лопастей, уменьшение частоты вращения, крутку, применение лопастей стреловидной и саблевидной формы.

При подборе воздушного винта стремятся добиться больших значений коэффициентов $\bar{\alpha}$ и $\bar{\beta}$ при $\lambda = 0$ для обеспечения хороших взлетных характеристик самолета и высокого к.п.д. при больших скоростях крейсерского полета. Подбор воздушного винта к самолету требует компромиссного подхода и является достаточно сложной задачей. Исходными данными для расчетов служат скорость, скороподъемность, требования к взлетным характеристикам, высоте полета, мощности, двигателя и т. д.

5.3. Режимы работы воздушного винта

Режим работы воздушного винта определяется знаком угла атаки лопастей. Различают следующие основные режимы: положительной тяги, нулевой тяги, реверса тяги и авторотации (ветряка). Если угол атаки лопастей воздушного винта равен углу установки лопастей ($\alpha = \varphi$), то такой режим работы воздушного винта называется *геликоптерным* (рис. 5.7, б). В этом режиме воздушный винт работает, когда самолет стоит на месте ($V = 0$).

Режим *положительной тяги* создается при углах атаки $\alpha > 0$ и является наиболее продолжительным. Режим положительной тяги при угле атаки, меньшем, чем установочный угол атаки ($\alpha < \varphi$, называется *пропеллерным* (рис. 5.7, а). В этом режиме проходит основная часть полета. При этом тяга P воздушного винта направлена вперед. Она тем больше, чем больше угол атаки лопастей и плотность воздуха (5.18). Частота вращения воздушного винта n_c и диаметр D считаются постоянными. Сила сопротивления вращению Q создает аэродинамический момент, препятствующий вращению воздушного винта.

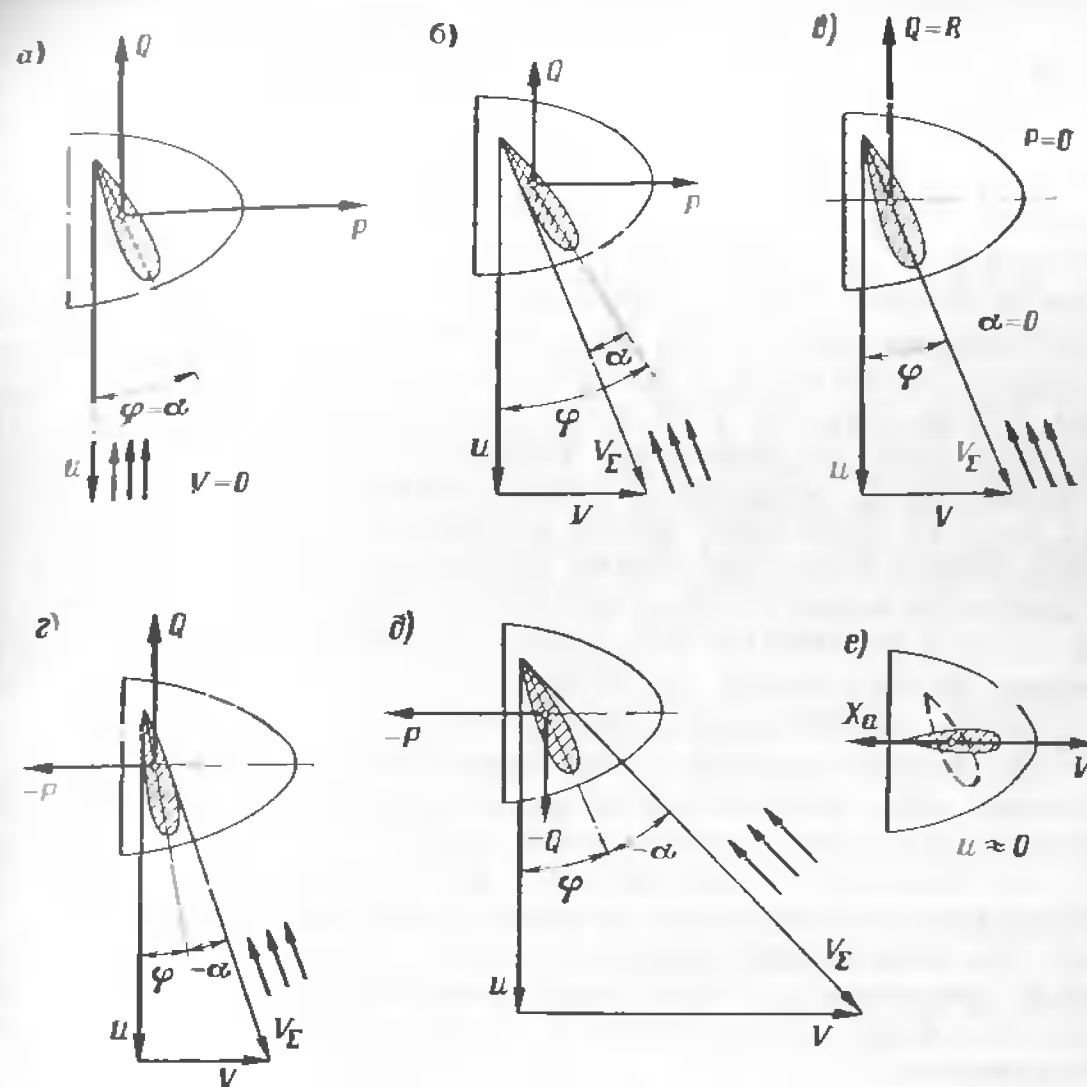


Рис. 5.7. Схемы сил, действующих на воздушный винт на различных режимах работы:

а — пропеллерный б — геликоптерный; в — нулевой тяги; г — реверсирования тяги; д — ветряка; е — флюгерное положение лопастей

Для его преодоления затрачивается основная часть энергии двигателя.

Режим нулевой тяги ($P = 0$) возникает при небольшом отрицательном угле атаки (рис. 5.7, в). При изучении аэродинамических характеристик крыла такой угол называется углом атаки нулевой подъемной силы. В этом режиме аэродинамическая сила R воздушного винта равна силе сопротивления вращению, т. е. $R = Q$. Для преодоления аэродинамического момента сопротивления вращению, создаваемого силой Q , отбирается мощность от двигателя.

Режим реверсирования тяги создается переводом лопастей воздушного винта на отрицательные углы атаки (рис. 5.7, г). При этом тяга P направлена против движения самолета. Сила сопротивления вращению Q создает аэродинамический момент, препятствующий вращению воз-

душного винта. Энергия двигателя расходуется на создание отрицательной тяги P и преодоление момента сопротивления вращению воздушного винта, т. е. для торможения самолета. Режим реверсирования тяги используется при посадке самолета для сокращения длины пробега. Из рис. 5.7, г следует, что чем больше скорость движения самолета при неизменном угле φ установки лопастей, тем больше отрицательный угол атаки и отрицательная тяга.

Режим ветряка создается при возникновении больших отрицательных углов атаки (рис. 5.7, д). При этом энергия набегающего воздушного потока расходуется на вращения воздушного винта, работающего как ветряк. Так как угол атаки лопастей отрицателен, то и тяга воздушного винта отрицательна. Аэродинамическая сила сопротивления вращению Q совпадает с направлением вращения воздушного винта, энергия воздушного потока передается на вал двигателя, увеличивая частоту вращения. Режим ветряка может возникнуть при отказе двигателя в полете, при уменьшении мощности на валу двигателя за пределы минимально допустимого значения, соответствующего заданному режиму полета, при недопустимо большом увеличении скорости полета, например при пикировании.

Возникновение большой отрицательной тяги при отказе одного из двигателей, установленных на крыле, приводит к возникновению разворачивающего момента относительно оси OY и возникновению большого угла скольжения самолета. Для уменьшения этого момента лопасти воздушного винта переводятся во флюгерное положение (рис. 5.7, е). При этом аэродинамические силы воздушного винта P и Q значительно уменьшаются, появляется сравнительно небольшое дополнительное лобовое сопротивление X , увеличивающее общее сопротивление самолета.

Рассмотренные режимы работы воздушного винта удобно объяснить по рабочим характеристикам воздушного винта (см. рис. 5.6). Режимы положительной тяги обеспечиваются при таких значениях относительной поступи λ (скорости полета), при которых углы атаки лопасти, коэффициенты тяги $\bar{\alpha}$ и мощности $\bar{\beta}$ положительны. Точка a соответствует значению $\lambda = 0$, $V = 0$, когда воздушный винт работает на месте. Точка b соответствует режиму работы воздушного винта, при котором сила тяги не создается, вся мощность двигателя расходуется на преодоление момента сопротивления воздушного винта без отбрасывания воздуха назад. Это режим нулевой тяги. Точка v соответствует такому значению относительной поступи λ , при котором угол атаки лопасти $\alpha < 0$. Создается отрицательная тяга (коэффициент тяги $\bar{\alpha} < 0$), коэффициент мощности $\bar{\beta} = 0$, т. е. воздушный винт не отбирает мощность от двигателя, энергия набегающего воздушного потока расходуется только на вращение винта. Этот режим называется режимом самовращения или авторотации. Режимы работы винта при значениях относительной поступи, соответствующих промежутку между точками b и v , характерны наличием отрицательной тяги и отбором мощности от дви-

гателя на преодоление сопротивления вращению воздушного винта. Дальнейшее увеличение относительной поступи λ за значение, соответствующее точке v , выводит воздушный винт на режимы ветряка, при которых тяга отрицательна, а винт раскручивается набегающим потоком воздуха, передавая энергию на вал двигателя.

5.4. Составляющие тяги при косо́й обдувке воздушного винта

До сих пор мы считали, что поток воздуха набегаёт на воздушный винт перпендикулярно плоскости его вращения. Если направление потока воздуха не перпендикулярно плоскости вращения воздушного винта, то такая обдувка называется косо́й. Косая обдувка приводит к перераспределению аэродинамических нагрузок на лопастях и возникновению аэродинамической составляющей тяги, лежащей в плоскости его вращения. Наибольший интерес для практики летной эксплуатации представляет рассмотрение косо́й обдувки воздушного винта при углах атаки самолета α и скольжения β .

Ось вращения воздушного винта установлена под некоторым небольшим углом φ_P к средней аэродинамической хорде крыла b_A (рис. 5.8, а). Угол φ_P , как правило, отрицателен и составляет $1-3^\circ$. Таким образом, если самолет в полете имеет угол атаки α , то воздушный поток набегаёт на воздушный винт под углом $\Delta\alpha = \alpha - \varphi_P$, который увеличивается с ростом угла атаки.

Если поток воздуха набегаёт на воздушный винт перпендикулярно плоскости вращения, то силы сопротивления вращению Q_n на всех лопастях будут взаимно уравновешены (рис. 5.8, а). Эти силы созда-

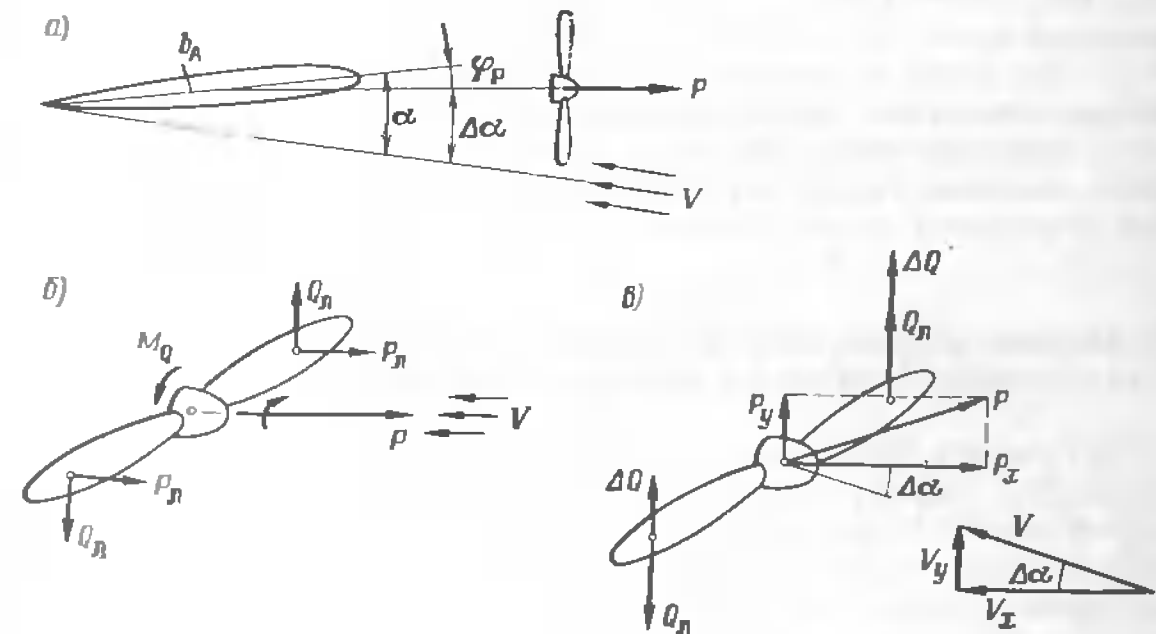


Рис. 5.8 Схемы установки воздушного винта (а) и сил, действующих на него при прямой (б) и косо́й (в) обдувке

ют только аэродинамический момент сопротивления вращению ($\Sigma Q_{\text{в}} = 0$). Если воздушный поток набегаёт на винт под некоторым углом $\Delta\alpha$, то вектор скорости V можно разложить на две составляющие (рис. 5.8, б): нормальную к плоскости вращения винта V_x и составляющую V_y , действующую в плоскости вращения воздушного винта. Составляющая V_x скорости участвует в образовании продольной тяги P , направленной по оси вращения воздушного винта. Составляющая скорости воздушного потока V_y , набегающая на винт снизу вверх, складывается с линейными скоростями u каждого сечения лопастей. При этом на сечениях опускающейся лопасти скорость обтекания увеличивается на величину V_y , а на сечениях поднимающейся лопасти — уменьшается на такую же величину. Это приводит к тому, что сила сопротивления вращению увеличивается на опускающейся лопасти на величину ΔQ и уменьшается на такую же величину на поднимающейся лопасти. В результате момент сопротивления вращению не изменится, но равнодействующая сил сопротивления воздуха уже не будет равна нулю. Как видно из рис. 5.8, б, силы ΔQ , возникающие на опускающейся и поднимающейся лопастях, направлены в одну сторону — в данном случае вверх.

Таким образом, при косой обдувке воздушного винта потоком воздуха, набегающим на него под некоторым углом атаки $\Delta\alpha$, возникает нормальная составляющая тяги

$$P_y = 2\Delta Q \quad (5.25)$$

Сила P_y тем больше, чем больше угол атаки самолета α и скорость полета V . Аналогично при набегающем потоке на воздушный винт под некоторым углом β , равным углу скольжения самолета, возникает поперечная составляющая тяги воздушного винта P_z , действующая в плоскости вращения воздушного винта. При полете самолета с малыми углами атаки и скольжения нормальной P_y и поперечной P_z составляющими тяги, возникающими вследствие обдувки воздушного винта, пренебрегают. При полете с большими углами атаки и скольжения значения указанных сил у многодвигательного самолета достигают нескольких тысяч Ньютонов.

5.5. Влияние обдувки самолета потоком воздуха от воздушного винта на его аэродинамические характеристики

При разбеге воздушный винт отбрасывает назад закрученный поток воздуха, значительно увеличивающий скорость потока, обтекающего самолет. На четырехдвигательном турбовинтовом самолете более 50 % площади крыла обдувается воздушным потоком, ускоренным воздушным винтом. Это приводит к существенному увеличению подъемной силы крыла и некоторому увеличению лобового сопротивления самолета вследствие увеличения сил трения и потерь на вихреобразование. Особенно больших значений разница скоростей невозму-

щенного потока и потока за воздушным винтом достигает при малых скоростях движения и больших режимах работы двигателей (на взлете и уходе на второй круг).

Интенсивность обдувки B самолета потоком воздуха от винта зависит от тяги, ометаемой площади и скорости напора:

$$B = P/qF \quad (5.26)$$

С увеличением скорости полета тяга воздушного винта уменьшается, что приводит к уменьшению интенсивности обдувки (рис. 5.9). Увеличение режима работы двигателя повышает интенсивность обдувки, а увеличение высоты полета уменьшает ее.

При работе воздушного винта в режимах реверсирования тяги и ветряка тяга P и интенсивность обдувки отрицательны. Если сравнить приращения коэффициентов подъемных сил при одной и той же интенсивности B , но разных ее знаках, то прирост коэффициента подъемной силы при отрицательном значении B будет больше, чем при положительном. Это вызывает значительное уменьшение коэффициента подъемной силы крыла и является важным фактором уменьшения длины пробега при посадке. При отказе двигателя в полете за счет отрицательной величины B значительно уменьшается подъемная сила, возникают большие аэродинамические моменты рыскания, крена и тангажа.

Сравнение аэродинамических характеристик, полученных при обдувке и ее отсутствии, позволяет сделать следующие выводы.

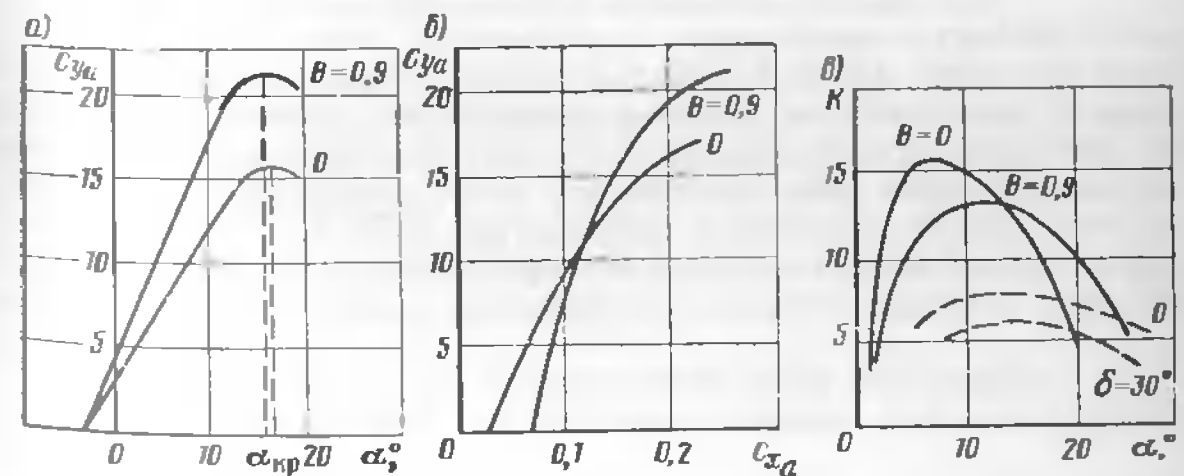


Рис. 5.10. Основные аэродинамические характеристики самолета с учетом обдувки потоком от воздушного винта

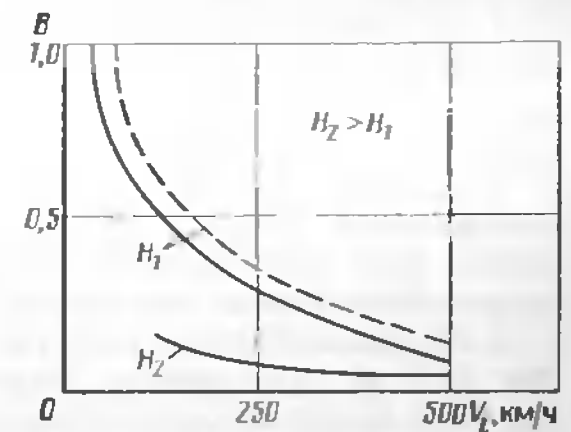


Рис. 5.9. Зависимость интенсивности обдувки B самолета потоком от воздушного винта на взлетном (штриховая кривая) и номинальном режимах от индикаторной скорости

1. При обдувке самолета потоком воздуха от воздушного винта существенно увеличивается коэффициент подъемной силы c_{y_a} особенно на больших углах атаки (рис. 5.10, а). При этом критический угол атаки несколько уменьшается.

2. Обдувка потоком воздуха от винта вызывает некоторый рост коэффициента лобового сопротивления (рис. 5.10, б), причем с увеличением угла атаки интенсивность прироста коэффициента лобового сопротивления выше, чем коэффициента подъемной силы.

3. Аэродинамическое качество самолета при обдувке уменьшается (рис. 5.10, в). Отклонение закрылков обуславливает более интенсивное уменьшение аэродинамического качества.

Обдувка самолета потоком воздуха от работающего воздушного винта оказывает также влияние на моментные характеристики самолета $m_z(\alpha)$, $m_z(c_y)$, $m_x(\beta)$ и $m_y(\beta)$. Интенсивность обдувки оказывает влияние на угол скоса потока.

Контрольные вопросы

1. Дайте определение и поясните основные геометрические характеристики воздушного винта.
2. Дайте определение и поясните основные кинематические характеристики воздушного винта.
3. Запишите и поясните формулы тяги и мощности воздушного винта.
4. Изобразите совмещенные кривые $\bar{\alpha}(\lambda)$, $\bar{\beta}(\lambda)$ и $\eta(\lambda)$, укажите на них характерные точки и основные режимы работы воздушного винта.
5. Изобразите и поясните схемы сил, действующих на сечение лопасти крыла во всех режимах полета.
6. Изобразите и поясните схему сил, действующих на воздушный винт при косоугольной обдувке.
7. Изобразите и поясните аэродинамические характеристики самолета с учетом различной интенсивности обдувки крыла струей от воздушного винта.
8. Определить геометрический шаг H и относительную поступь λ воздушного винта, если его диаметр $D = 4$ м; $\varphi = 10^\circ$; $V = 100$ м/с; $n_c = 26$ об/с. Ответ: $H = 1,66$ м; $\lambda = 0,96$ об⁻¹.

РАЗДЕЛ II ДИНАМИКА ПОЛЕТА

Глава 6 ПРЯМОЛИНЕЙНЫЙ ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

6.1. Общие сведения об уравнениях движения самолета

Уравнения движения в векторной форме. Самолет в полете представляет собой сложную динамическую систему переменной массы с жидким наполнением, состоящую из совокупности твердых деформируемых тел (крыло, фюзеляж, оперение, органы управления, силовая установка, шасси и т. д.), которые упруго или шарнирно связаны между собой. Исследование динамических свойств такой системы чрезвычайно сложно. Решение практических задач динамики полета приводит к необходимости замены реального самолета упрощенными механическими моделями, позволяющими сравнительно просто и с достаточной степенью точности исследовать характеристики движения самолета.

При расчете возможных и наиболее выгодных траекторий полета самолета и его летно-технических характеристик самолет принимается *материальной точкой* постоянной массы. При этом рассматривается движение центра масс самолета, а реальные размеры и формы самолета учитывают только при определении аэродинамических сил.

При решении задач устойчивости и управляемости самолет считается *управляемым твердым телом* постоянной массы. Движение самолета рассматривается под действием внешних сил и моментов. К *внешним* силам относятся силы тяжести, аэродинамические силы, тяга силовой установки, силы органов управления, силы, возникающие при контакте самолета в ВПП, инерционные и кориолисовы силы. Эти силы создают соответствующие моменты относительно центра масс самолета. При решении задач аэроупругости самолет считается деформируемым телом.

Движение самолета как материальной точки относительно инерциальной системы отсчета под действием внешних сил описывается векторным уравнением

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{F}. \quad (6.1)$$

где m — масса самолета; \vec{V} — вектор скорости центра масс самолета; $\frac{d\vec{V}}{dt}$ — вектор ускорения центра масс; \vec{F} — суммарный вектор всех внешних сил F_i , действующих на самолет, $\vec{F} = \sum \vec{F}_i$.

Инерциальной называется система отсчета, по отношению к которой всякая материальная частица при отсутствии приложенных к ней сил или под действием приложенных к ней взаимно уравновешенных сил совершает равномерное прямолинейное движение. Если пренебречь суточным вращением Земли, то при решении практических задач летной эксплуатации транспортных самолетов систему координат, связанную с Землей, можно считать инерциальной.

Движение самолета как твердого тела определяется двумя векторными уравнениями:

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{F}; \quad \frac{d\vec{K}}{dt} = \vec{M}, \quad (6.2)$$

где K — суммарный вектор момента количества движения самолета относительно центра масс; $\vec{K} = \sum (\vec{r}_i m_i \vec{V}_i)$. Здесь \vec{r} — радиус-вектор, определяющий положение элементарной массы m_i относительно центра масс самолета; \vec{V}_i — вектор линейной скорости элементарной массы; \vec{M} — суммарный вектор моментов внешних сил \vec{M}_i , действующих на самолет относительно центра масс.

Первое уравнение системы (6.2) описывает *поступательное движение центра масс самолета* по траектории под действием внешних сил и называется уравнением сил. Второе уравнение описывает *вращательное движение самолета вокруг центра масс* под действием моментов внешних сил и называется уравнением моментов.

Для изучения движения самолета векторные уравнения (6.1) и (6.2) представляют в скалярной форме, т.е. рассматривают их в проекциях на оси выбранной системы координат. Выбор системы координат производится исходя из характера решаемой задачи таким образом, чтобы максимально упростить решение.

Основные системы координат. Для определения положения самолета в воздушном пространстве необходимо иметь две системы координат: связанную с Землей и связанную с самолетом. В динамике полета транспортных самолетов приняты различные системы координат, из которых для решения задач летной эксплуатации выберем следующие основные системы координат: нормальную земную, нормальную, связанную, скоростную и траекторную. Все они являются прямоугольными и правыми. За положительное направление вращения выбранной системы координат относительно другой принято вращение по направлению часовой стрелки, если смотреть в сторону положительного направления оси координат, относительно которой осуществляется поворот. Этим правилом пользуются для определения знаков углов по-

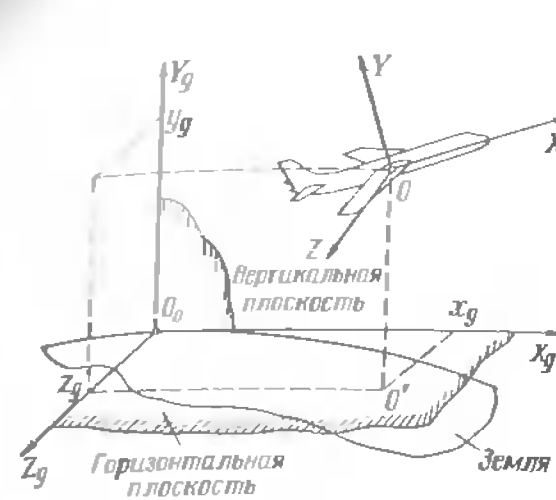


Рис. 6.1. Нормальная земная $O_0 X_g Y_g Z_g$ и связанная $OXYZ$ системы координат:

x_g, y_g, z_g — координаты центра масс самолета в нормальной земной системе координат

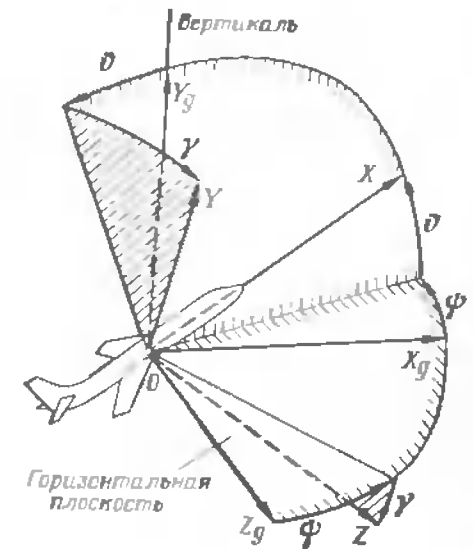


Рис. 6.2. Взаимное положение связанной $OXYZ$ и нормальной $O X_g Y_g Z_g$ систем координат

ворота самолета и моментов сил, угловых скоростей, угловых ускорений, отклонения органов управления и др.

Нормальная земная система координат $O_0 X_g Y_g Z_g$ (рис. 6.1) неподвижно связана с Землей и считается инерциальной. Начало координат выбирается в соответствии с рассматриваемой задачей на поверхности Земли (точка O_0). Ось $O_0 Y_g$ направлена вверх по местной вертикали, ось $O_0 X_g$ и $O_0 Z_g$ лежат в плоскости местного горизонта $O_0 X_g Z_g$ (в горизонтальной плоскости). Направление оси $O_0 X_g$ выбирается в соответствии с задачей. Плоскость $O_0 X_g Y_g$ называется вертикальной. Положение самолета относительно нормальной земной системы координат определяется тремя координатами x_g, y_g, z_g центра масс O самолета.

Нормальная система координат $O X_g Y_g Z_g$ (рис. 6.2) — подвижная система координат, начало которой помещено в центре масс самолета, ось $O Y_g$ направлена по местной вертикали, а направление осей $O X_g$ и $O Z_g$ выбирается в соответствии с задачей, например параллельно соответствующим осям нормальной земной системы координат.

Положение связанной системы координат $OXYZ$ относительно нормальной системы координат $O X_g Y_g Z_g$ определяется углами ψ, θ и γ (рис. 6.2). Угол рыскания ψ — это угол между осью $O X_g$ нормальной системы координат и проекцией продольной оси $O X$ на горизонтальную плоскость $O X_g Z_g$ нормальной системы координат. Угол рыскания ψ считается положительным, если ось $O X_g$ совмещается с проекцией продольной оси на горизонтальную плоскость поворотом вокруг оси $O Y_g$ по часовой стрелке.

Угол тангажа ϑ — угол между продольной осью OX и горизонтальной плоскостью OX_gZ_g нормальной системы координат. Он положительный, если продольная ось OX находится выше горизонтальной плоскости OX_gZ_g .

Угол крена γ — угол между поперечной осью OZ и осью OZ_g нормальной системы координат, смещенной в положение, при котором угол рыскания равен нулю или, что то же самое, угол, заключенный между нормальной осью OY и вертикальной плоскостью, содержащей продольную ось OX . Угол крена γ положительный, если ось OZ_g совмещается с поперечной осью OZ поворотом вокруг продольной оси по часовой стрелке, если смотреть в направлении этой оси (самолет накрен на правое полукрыло). На рис. 6.2 показаны положительные значения углов.

Связанная система координат удобна при решении задач устойчивости и управляемости, учитывающих вращение самолета относительно центра масс. Если связанная система координат (самолет) вращается с некоторой угловой скоростью $\vec{\omega}$ относительно нормальной системы координат, то, пользуясь общими правилами, можно получить проекции вектора $\vec{\omega}$ на оси связанной системы координат в виде уравнений:

$$\begin{aligned}\omega_x &= \frac{d\gamma}{dt} + \frac{d\psi}{dt} \sin \vartheta; \\ \omega_y &= \frac{d\psi}{dt} \cos \vartheta \cos \gamma + \frac{d\vartheta}{dt} \sin \gamma, \\ \omega_z &= \frac{d\vartheta}{dt} \cos \gamma - \frac{d\psi}{dt} \cos \vartheta \sin \gamma,\end{aligned}\quad (6)$$

где ω_x , ω_y , ω_z — угловые скорости крена, рыскания и тангажа соответственно.

Уравнения (6.3) называются *кинематическими*. Они устанавливают связь между проекциями на оси связанной системы координат угловой скорости $\vec{\omega}$ самолета относительно осей нормальной системы координат и производными углов ϑ , ψ , γ по времени. Если известны угловые скорости ω_x , ω_y , ω_z вращения самолета. И, наоборот, если известны величины ω_x , ω_y , ω_z , то можно определить углы ϑ , ψ , γ . Проекции скорости \vec{V} самолета на оси связанной системы координат (см. рис. 2) имеют вид:

$$V_x = V \cos \beta \cos \alpha; \quad V_y = -V \cos \beta \sin \alpha; \quad V_z = V \sin \beta. \quad (6.4)$$

Эти уравнения устанавливают связь между линейными скоростями V_x , V_y , V_z и углами α и β .

Положение *скоростной системы координат* $OX_aY_aZ_a$ относительно нормальной системы координат $OX_gY_gZ_g$ определяется углами ϑ , ψ , γ .

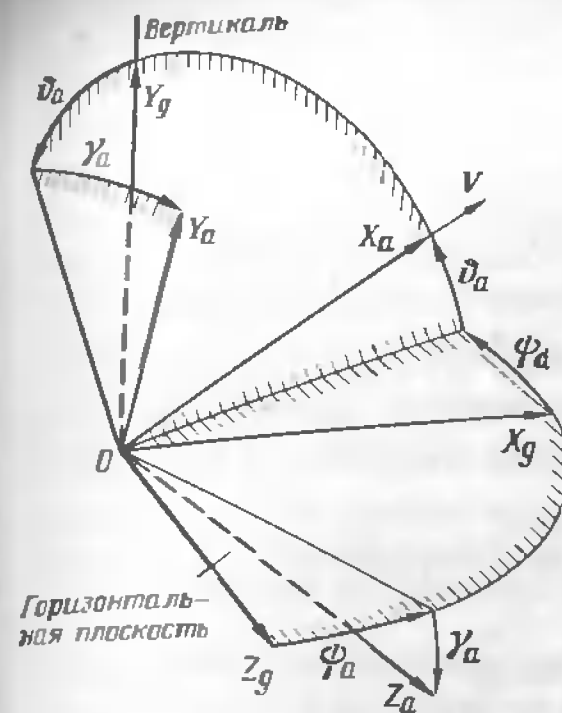


Рис. 6.3. Положение скоростной системы координат $OX_aY_aZ_a$ относительно нормальной $OX_gY_gZ_g$

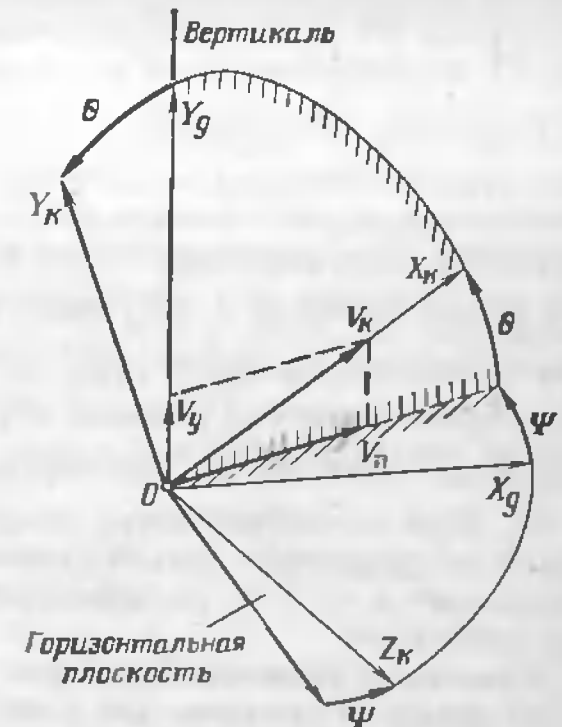


Рис. 6.4. Взаимное положение нормальной $OX_gY_gZ_g$ и траекторной $OX_kY_kZ_k$ систем координат

ϑ , γ (рис. 6.3). Угол ψ_a между осью OX_g нормальной системы координат и проекцией скоростной оси OX_a на горизонтальную плоскость OX_gZ_g нормальной системы координат называется *скоростным углом рыскания*. Угол ϑ между скоростной осью OX_a и горизонтальной плоскостью OX_gZ_g нормальной системы координат называется *скоростным углом тангажа*.

Угол γ_a между боковой осью OZ_a и осью OZ_g нормальной системы координат, смещенной в положение, при котором скоростной угол рыскания равен нулю, называется *скоростным углом крена*. Скорость движения самолета относительно земной системы координат называется *земной скоростью* \vec{V}_k . Если движение самолета рассматривается при отсутствии ветра, то скорость самолета относительно невозмущенной воздушной среды (скорость полета) и земная скорость самолета совпадают: $\vec{V} = \vec{V}_k$.

Траекторная система координат $OX_kY_kZ_k$ (рис. 6.4) — это подвижная система координат, начало которой лежит в центре масс самолета. Ось OX_k направлена по вектору земной скорости самолета \vec{V}_k . Ось OY_k лежит в вертикальной плоскости, проходящей через ось OX_k , и направлена обычно вверх от поверхности Земли. Ось OZ_k образует с осями OX_k и OY_k правую систему координат. Положение траекторной системы координат относительно нормальной системы определяется двумя траекторными углами θ и ψ . Угол θ между горизонтальной

плоскостью $OX_g Z_g$ и вектором земной скорости \vec{V}_k называется *углом наклона траектории*. Угол ψ — между осью OX_g нормальной системы координат и направлением путевой скорости \vec{V}_n называется *путевым*. Путевой скоростью \vec{V}_n называется проекция земной скорости \vec{V}_k самолета на горизонтальную плоскость $OX_g Z_g$ нормальной системы координат. Так как направление оси OX_g задается исходя из условия задачи, то при $\psi = 0$ путевая скорость \vec{V}_n совпадает с осью OX_g . Она называется *горизонтальной составляющей скорости* \vec{V}_k . Проекция земной скорости \vec{V}_k на ось OY_g называется *вертикальной составляющей скорости* \vec{V}_k или вертикальной скоростью и обозначается \vec{V}_y . При отсутствии ветра траекторная система координат отличается от скоростной только углом скоростного крена γ_a . Если ветер отсутствует и $\gamma_a = 0$, то скоростная и траекторная системы координат совпадают.

Уравнения движения самолета в скалярной форме. *Пространственное движение самолета* для удобства изучения представляется в виде двух независимых движений: в вертикальной плоскости и в горизонтальной. Каждое из движений в свою очередь представляется совокупностью *поступательного* движения центра масс и *вращательного* относительного центра масс, которые считаются также независимыми.

Движение самолета в плоскости симметрии $OXYZ$ называется *продольным движением самолета*. Оно включает: поступательное движение центра масс вдоль осей OX и OY и вращательное движение относительно оси OZ . Движение самолета в *вертикальной плоскости* является частным случаем продольного движения самолета. Система уравнений движения самолета в вертикальной плоскости имеет вид:

$$\begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= F_{x_k}; & m V \omega_{z_k} &= F_{y_k}; & I_z \frac{d\omega_z}{dt} &= M_z; \\ V_{x_g} &= V \cos \theta; & V_{y_g} &= V \sin \theta; & \frac{dx_g}{dt} &= V_{x_g}; & \frac{dy_g}{dt} &= V_{y_g}; \\ \omega_{z_k} &= \frac{d\theta}{dt}; & \omega_z &= \frac{d\theta}{dt}; & \theta &= \theta - \alpha, \end{aligned} \quad (6.5)$$

где I_z — момент инерции самолета относительно оси OZ .

Первые два уравнения — *динамические уравнения движения центра масс*, третье — *динамическое уравнение движения относительно оси OZ* , остальные — *кинематические уравнения*. Динамические уравнения движения центра масс и соответствующие кинематические уравнения позволяют исследовать опорное движение в прямолинейном и криволинейном полете самолета в вертикальной плоскости. Опорное движение может быть установившимся ($V = \text{const}$, $\frac{dV}{dt} = 0$), неустановив-

шимся ($V \neq 0$; $\frac{dV}{dt} \neq 0$), с креном ($\gamma \neq 0$) и скольжением ($\beta \neq 0$) или без них, на постоянной высоте ($\theta = 0$), с набором высоты ($\theta > 0$) или снижением ($\theta < 0$). Динамическое уравнение движения относительно центра масс совместно с соответствующими кинематическими уравнениями позволяет исследовать вращательное движение и получить характеристики продольной устойчивости и управляемости.

Движение самолета в плоскости OXZ , перпендикулярной плоскости симметрии самолета, называется *боковым*. Оно включает поступательное движение центра масс вдоль оси OZ и вращательные движения относительно осей OX и OY . Движение самолета в *горизонтальной плоскости* является частным случаем бокового движения. Система динамических уравнений движения самолета в горизонтальной плоскости имеет вид:

$$\begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= F_{x_k}; & -m V \frac{d\psi}{dt} &= F_{z_k}; & I_x \frac{d\omega_x}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} &= M_x; \\ I_y \frac{d\omega_y}{dt} - I_{yx} \frac{d\omega_x}{dt} &= M_y. \end{aligned} \quad (6.6)$$

где I_x и I_y — осевые моменты самолета; I_{xy} и I_{yx} — центробежные моменты самолета относительно осей связанной системы координат.

Силы, действующие на самолет в полете. На самолет в полете действуют аэродинамические силы, тяга силовой установки и сила тяжести. Равнодействующая аэродинамических сил, распределенных по поверхности самолета, называемая аэродинамической силой планера \vec{R}_A , приложена в центре давления, положение которого изменяется в зависимости от угла атаки, конфигурации самолета, числа M полета. Тяга силовой установки \vec{P} является равнодействующей тяг двигателей. Точка приложения ее определяется положением двигателей на самолете. Тяга зависит от режима работы двигателей, режима полета (скорости, высоты) и других факторов.

Аэродинамическую силу \vec{R}_A и тягу \vec{P} называют *поверхностными*, поскольку они являются равнодействующими нагрузок, распределенных либо по поверхности планера, либо по поверхности проточной части двигателей и воздушных винтов. Сила тяжести \vec{G} направлена по вектору ускорения свободного падения вниз. В полете масса самолета вследствие выгорания топлива изменяется. Точкой приложения силы тяжести \vec{G} — равнодействующей сил тяжести каждого элемента массы самолета является центр масс самолета.

Поскольку аэродинамическая сила планера \vec{R}_A и тяга \vec{P} приложены не в центре масс самолета, то они создают относительно него соответствующие моменты. Для уравновешивания этих моментов отклоняют рулевые органы, на которых возникают силы, создающие управляющие моменты относительно центра масс. Если все моменты, дейст-

вующие на самолет, взаимно уравновешены, то такой самолет называется сбалансированным по моментам. При этом вращение самолета относительно центра масс отсутствует и его можно рассматривать как тело, движущееся под действием сил, приложенных в центре масс. Ускорение самолета определяется суммарным вектором внешних сил, действующих на него.

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

$$\vec{n} = \frac{\vec{P} + \vec{R}_A}{mg} \quad (6.7)$$

Вектор перегрузки характеризует маневренность самолета, поскольку он учитывает величину и направление сил, изменяя которые можно управлять полетом. В динамике полета обычно пользуются не вектором перегрузки, а его проекциями на оси связанной или скоростной систем координат. Проекции вектора перегрузки на оси связанной системы координат:

$$n_x = R_x/G; \quad n_y = R_y/G; \quad n_z = R_z/G \quad (6.8)$$

называются соответственно продольной, нормальной и поперечной перегрузкой.

Проекции вектора перегрузки на оси скоростной системы координат

$$n_{x_a} = R_{x_a}/G; \quad n_{y_a} = R_{y_a}/G; \quad n_{z_a} = R_{z_a}/G \quad (6.9)$$

называются соответственно тангенциальной, нормальной и боковой перегрузкой.

Исходные данные для расчета траекторий. Уравнения движения центра масс позволяют рассчитать параметры полета и траекторию если заданы: начальная или текущая масса самолета m , площадь крыла S , запас топлива на борту m_T , тяга двигателя P , условия полета аэродинамические характеристики самолета, ограничения, определяющие предельные для данного самолета режимы полета (предельное число M полета, безопасная высота полета, минимальная допустимая скорость и т.п.).

Аэродинамические характеристики самолета задаются для рассматриваемой полетной конфигурации, числа M полета и числа Re .

Для определения тяги силовой установки на различных режимах полета задаются высотно-скоростные и дроссельные характеристики двигателей, а также зависимостями удельного расхода топлива от числа M полета.

6.2. Уравнения горизонтального полета

Горизонтальным называется полет на постоянной высоте. Это основной эксплуатационный режим транспортных самолетов. Он может быть прямолинейным и криволинейным, установившимся и неустановившимся, с креном, скольжением и без них. Наиболее характерным для самолетов гражданской авиации является прямолинейный горизонтальный установившийся полет. Его удобно рассматривать как движение самолета в вертикальной плоскости на постоянной высоте. Заданная высота полета контролируется по высотомеру, направление полета — по указателю курса, значение скорости — по указателю скорости. При этом авиагоризонт должен показывать отсутствие крена и скольжения и угол тангажа, равный углу атаки, вариометр — отсутствие вертикальной скорости. На современных самолетах контроль параметров полета осуществляется по соответствующим шкалам пилотажно-командных приборов.

При изучении горизонтального полета, как и других основных режимов полета, движение самолета рассматривается в траекторной системе координат. При этом считается, что полет совершается в штиль, без крена ($\gamma = 0$) и скольжения ($\beta = 0$). В этом случае скоростная и траекторная системы координат совпадают, а скорости V , земная V_K и путевая V_H по их определению равны. Все внешние моменты, действующие на самолет, взаимно уравновешены, следовательно, вращение вокруг центра масс отсутствует. При этом движение реального самолета можно рассматривать как движение его центра масс под действием внешних сил, т. е. реальный самолет заменить его простейшей механической моделью — материальной точкой. В прямолинейном горизонтальном полете (рис. 6.5) на самолет действуют следующие силы:

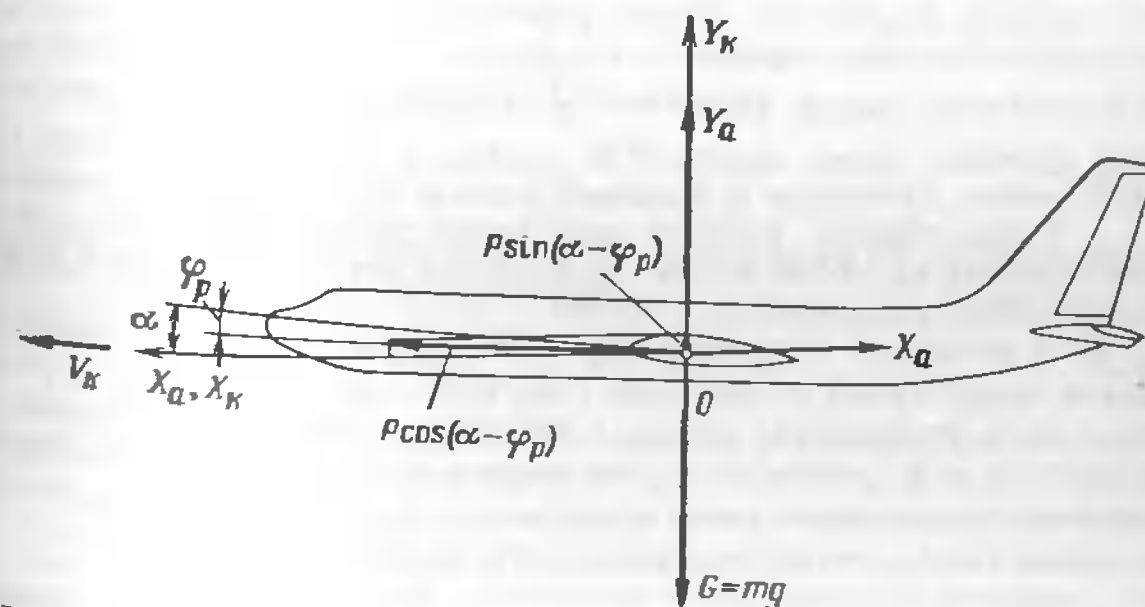


Рис. 6.5. Схема сил, действующих на самолет в горизонтальном полете

тяга силовой установки P , направленная под углом φ_P относительно оси Ox связанной системы координат $OXYZ$; сила тяжести $G = mg$; подъемная аэродинамическая сила Y_a , направленная по нормали к вектору скорости полета \vec{V} ; аэродинамическая сила лобового сопротивления X_a , направленная противоположно вектору скорости полета.

В принятых условиях движение самолета описывается векторным уравнением (6.1), которое для заданной системы сил имеет вид

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{P} + \vec{G} + \vec{Y}_a + \vec{X}_a. \quad (6.10)$$

Для получения дифференциальных уравнений горизонтально полета в скалярном виде спроектируем векторы, входящие в уравнение (6.10), на оси траекторной системы координат $Ox_k Y_k Z_k$. Поскольку в принятых условиях полета скоростная и траекторная системы координат совпадают, индексы «к», указывающие на принадлежность проекций аэродинамических сил к траекторной системе координат, будем заменять на индексы «а» без последующих изменений. В результате получим систему уравнений:

$$\begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= P \cos(\alpha - \varphi_P) - X_a; \\ 0 &= P \sin(\alpha - \varphi_P) + Y_a - G. \end{aligned} \quad (6.11)$$

где φ_P — угол установки двигателей относительно САХ крыла.

Полученные уравнения описывают *неустановившийся* прямолинейный горизонтальный полет. Если известны аэродинамические характеристики самолета, полетная масса, характеристики силовой установки, высота полета и параметры атмосферы, то можно определить силы, действующие на самолет. Решив уравнения (6.11) (силы P , X_a , Y_a , G известны), можно определить все параметры неустановившегося горизонтального полета: ускорение $\frac{dV}{dt}$, скорость полета V в любой момент времени, время полета t на заданном участке, расстояние пролетаемое самолетом в заданный отрезок времени, расход топлива и т.д. Таким образом, решение полученной системы уравнений позволяет ответить на любой вопрос, касающийся неустановившегося горизонтального прямолинейного полета.

Угол установки двигателей φ_P относительно средней аэродинамической хорды крыла отрицателен (рис. 6.5) и составляет $1-3^\circ$, а угол атаки α на крейсерских режимах полета не превосходит 5° , поэтому разность $\alpha - \varphi_P$ является малым углом и на всех эксплуатационных режимах полета можно считать $\sin(\alpha - \varphi_P) = 0$, а $\cos(\alpha - \varphi_P) = 1$. С учетом этого система уравнений (6.11) примет вид:

$$m \frac{dV}{dt} = P - X_a; \quad 0 = Y_a - G. \quad (6.12)$$

Первое уравнение системы (6.12) характеризует изменение скорости прямолинейного горизонтального полета под действием разности сил: тяги силовой установки P и силы лобового сопротивления самолета X_a . Если тяга силовой установки больше силы лобового сопротивления, то самолет будет двигаться с разгоном (ускорение $\frac{dV}{dt} > 0$), если меньше — с торможением ($\frac{dV}{dt} < 0$). Решение системы уравнений неустановившегося прямолинейного горизонтального полета (6.11) и (6.12) выполняется при помощи ЭВМ методами численного интегрирования.

Для практических расчетов в летной эксплуатации ограничиваются рассмотрением установившегося прямолинейного горизонтального полета, при котором $V = \text{const}$ и ускорение $\frac{dV}{dt} = 0$. Тогда уравнения (6.12) преобразуются к виду:

$$X_a = P; \quad (6.13)$$

$$Y_a = G. \quad (6.14)$$

Равенство (6.13) выражает условие равновесия сил в направлении полета и определяет требуемую тягу силовой установки P необходимую для уравновешивания силы лобового сопротивления X_a и обеспечения полета с постоянной скоростью V . Равенство (6.14) — условие равновесия сил Y_a и G по вертикали, которое и обеспечивает постоянство заданной высоты полета H . Решение уравнений (6.13) и (6.14) выполняется обычными алгебраическими методами. Равновесие сил для обеспечения горизонтального полета достигается пилотом подбором режима работы силовой установки и заданием угла атаки отклонением руля высоты. При этом поддерживаются заданная высота и скорость полета.

Из равенства (6.13) следует, что тяга силовой установки $P_{г.п.}$, необходимая для осуществления установившегося прямолинейного горизонтального полета на заданных значениях высоты H и скорости $V_{г.п.}$, равна лобовому сопротивлению самолета X_a :

$$P_{г.п.} = X_a = c_{x_a} \frac{\rho V^2}{2} S. \quad (6.15)$$

Поделив почленно равенство (6.13) на равенство (6.14), получим выражение для тяги $P_{г.п.}$ в другой форме:

$$P_{г.п.} = \frac{G}{K} = \frac{mg}{K}. \quad (6.16)$$

Отсюда следует, что необходимая тяга силовой установки для обеспечения прямолинейного установившегося горизонтального полета на заданной высоте с заданным углом атаки равна отношению силы тяжести самолета G к его аэродинамическому качеству K . Чем меньше полетная масса m и больше аэродинамическое качество самолета, тем меньше необходимая тяга силовой установки.

Энергетические возможности самолетов с турбовинтовыми и поршневыми двигателями принято оценивать в единицах мощности. В связи с этим целесообразно вместо потребляемой тяги, характеризующей условие прямолинейного установившегося горизонтального полета, ввести *потребную мощность*

$$N_{т.п} = P_{т.п} V = c_{x_a} \frac{\rho V^3}{2} \quad S V_{т.п} = c_{x_a} \frac{\rho V^3}{2} S \quad (6.17)$$

Если в равенство (6.14) подставить выражение подъемной силы $Y = c_{y_a} \frac{\rho V^2}{2} S$, то после преобразования можно получить формулу для определения *потребной скорости* прямолинейного установившегося горизонтального полета:

$$V = \sqrt{\frac{2G}{c_{y_a} \rho S}} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{y_a} \rho S}} \quad (6.18)$$

Из формулы (6.18) следует, что при выполнении условия $c_{y_a} = \text{const}$ (c_{y_a} зависит от угла атаки и числа M полета) потребная скорость прямолинейного установившегося горизонтального полета растет с увеличением полетной массы самолета m и уменьшением плотности воздуха ρ .

С увеличением угла атаки увеличивается c_{y_a} и потребная скорость уменьшается. С увеличением высоты полета плотность воздуха ρ падает, что ведет к увеличению потребной скорости прямолинейного установившегося горизонтального полета. Пилотирование самолета осуществляется не по истинной, а по приборной скорости $V_{пр}$, значение которой считывается по шкале указателя скорости.

Приборная скорость $V_{пр}$ связана с индикаторной скоростью V_i

$$V_i = V_{пр} + \Delta V_{инстр} + \Delta V_{аэр} - \Delta V_{зап} + \Delta V_{сж}, \quad (6.19)$$

где $\Delta V_{инстр}$ — инструментальная поправка, учитывающая неточность измерителя скорости; $\Delta V_{аэр}$ — аэродинамическая поправка, учитывающая неточность измерения скоростного напора приемником воздушного давления (ПВД), вызванная аэродинамическим влиянием на него других частей самолета; $\Delta V_{зап}$ — поправка на запаздывание показаний прибора вследствие его инерционности; $\Delta V_{сж}$ — поправка на сжимаемость воздуха.

Инструментальная и аэродинамическая поправки учитываются по результатам лабораторных исследований погрешностей прибора. Поправка на запаздывание показаний прибора учитывается пилотом при выполнении маневров, связанных с изменением скорости. Основное значение имеет поправка на сжимаемость.

Так как при полете с постоянной индикаторной скоростью в стандартных условиях у земли ($H = 0, \rho = \rho_0$) и на некоторой высоте $H > 0$ скоростной напор постоянен $\frac{\rho_0 V^2}{2} = \frac{\rho V^2}{2}$, то из этого условия следует, что

$$V_i = V \sqrt{\rho / \rho_0} \quad (6.20)$$

При полете у поверхности земли $\rho = \rho_0$ и $V = V_i$. С увеличением высоты различие между V и V_i растет пропорционально $\sqrt{\rho / \rho_0}$. Например, в стандартных условиях на высоте $H = 10\,000$ м скорость $V = 1,72 V_i$. Сжимаемость воздуха приводит к завышению измеряемого скоростного напора, поэтому величина $\Delta V_{сж}$ отрицательна.

Приборную скорость можно считать грубо замеренной индикаторной скоростью и использовать ее в первом приближении вместо индикаторной для контроля за режимом полета:

$$V_{пр} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{y_a} \rho S}} \quad (6.21)$$

Отсюда следует, что приборная скорость не зависит от высоты полета при постоянном коэффициенте c_{y_a} .

6.3. Кривые Жуковского

Аэродинамическую силу лобового сопротивления самолета при полете с дозвуковой скоростью удобно представить как сумму сопротивлений при нулевой подъемной силе X_0 , индуктивного X_i и сопротивления ΔX , обусловленного местными срывами потока на больших углах атаки:

$$X_a = X_0 + X_i + \Delta X.$$

Указанные сопротивления зависят от скорости полета (рис. 6.6). Сопротивление X_0 складывается из сопротивления трения X_f и сопротивления давления X_p . При скоростях полета, соответствующих $M \leq M_*$, основную долю этого сопротивления (85 ... 90%) составляет сопротивление трения. При числах $M > M_*$ появляется волновое сопротивление $X_w = X_{ов} - X_{ив}$, включающее составляющие сопротивления при нулевой подъемной силе $X_{ов}$ и индуктивно-волновое сопротивление $X_{ив}$. Индуктивное сопротивление X_i , связанное с образованием подъемной силы самолета, увеличивается с увеличением угла атаки (уменьшением скорости установившегося горизонтального полета) и уменьшается с уменьшением угла атаки (увеличением скорости).

Таким образом, при полете на малых скоростях большую часть в общем лобовом сопротивлении самолета составляют индуктивное сопротивление X_i и сопротивление, обусловленное местными срывами потока на крыле ΔX . На больших

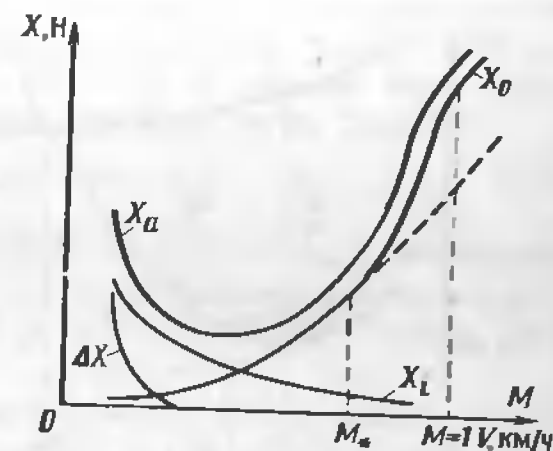


Рис. 6.6. Зависимость составляющих сил лобового сопротивления X_a самолета от скорости полета (числа M)

скоростях полета (малых углах атаки) основным является профильное сопротивление. Если бы волновое сопротивление X_w при $M \geq M_{кр}$ возникало, то профильное сопротивление при изменении скорости менялось бы в соответствии со штриховой кривой.

Сложение кривых с учетом волнового сопротивления дает суммарную кривую $X_{г.п}(V)$, определяющую связь между скоростью прямолинейного установившегося горизонтального полета V и силой лобового сопротивления $X_{г.п}$ самолета, имеющего полетную массу m на заданной высоте H . Поскольку для обеспечения прямолинейного установившегося горизонтального полета (6.13) тяга силовой установки должна уравновешивать лобовое сопротивление ($P_{г.п} = X_{г.п}$), то зависимость потребной тяги прямолинейного установившегося горизонтального полета от скорости $P_{г.п}(V)$ аналогична зависимости $X_{г.п}(V)$. Зависимость потребной тяги силовой установки для обеспечения прямолинейного установившегося горизонтального полета от скорости самолета, имеющего полетную массу m на заданной высоте H , называется кривой Жуковского по тяге (рис. 6.7). Зависимость потребной мощности силовой установки для обеспечения прямолинейного установившегося горизонтального полета от скорости самолета, имеющего полетную массу m на заданной высоте H , называется кривой Жуковского по мощности (рис. 6.8). Кривые Жуковского устанавливают зависимость между скоростью V , соответствующим ей углом атаки α и потребной тягой силовой установки $P_{г.п}$ (потребной мощностью $N_{г.п}$), необходимой для уравновешивания лобового сопротивления X в прямолинейном установившемся горизонтальном полете самолета массой m на заданной высоте H .

Для построения кривых Жуковского для заданной высоты полета H и известной полетной массы m используют поляры самолета (рис. 4.8), построенные для определенных чисел M полета, и зависимости (3.10), (6.16), (6.17), (6.18). По поляре определяют четыре-шесть значений коэффициента подъемной силы $c_{y\alpha}$ и соответ-

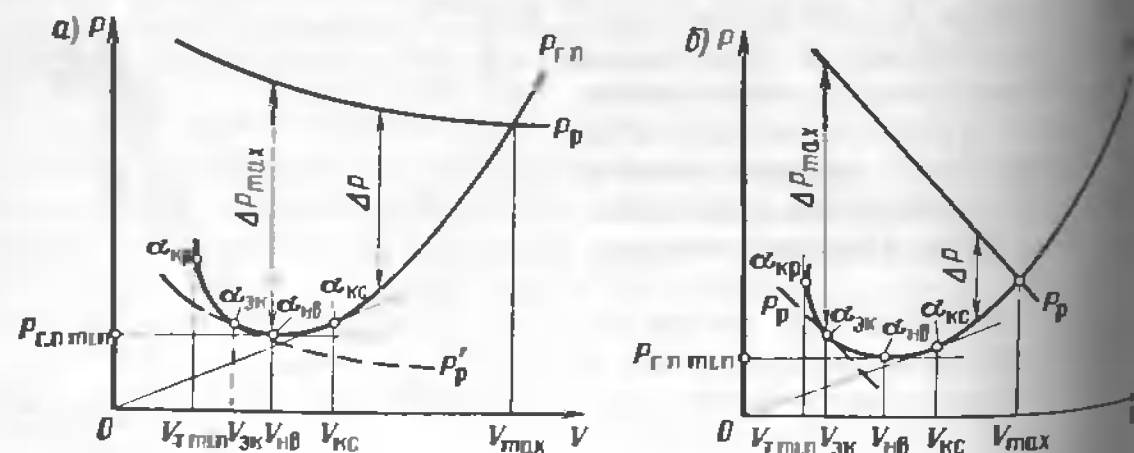


Рис. 6.7. Кривые потребных и располагаемых тяг для самолетов: а — ТРДД; б — ТВД ($H, m = const$)

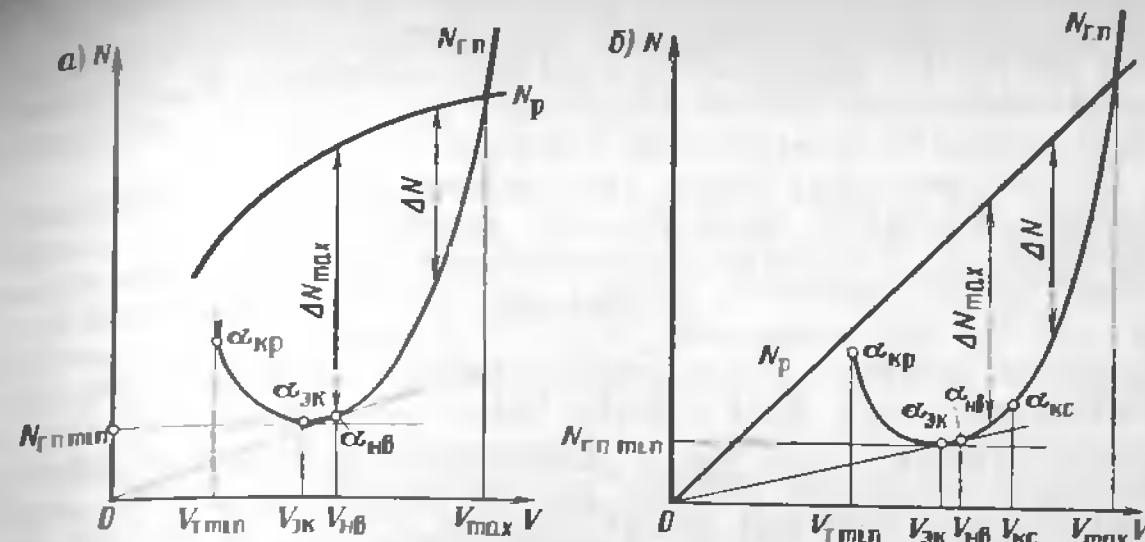


рис. 6.8. Кривые потребных и располагаемых мощностей для самолетов: а — ТВД; б — ТРДД ($H, m = const$)

щих им значений коэффициента лобового сопротивления $c_{x\alpha}$. Удобно выбрать значения $c_{y\alpha}$ и $c_{x\alpha}$ для невыгоднейшего угла атаки, одно-два значения для углов атаки, больших $\alpha_{нв}$ и два-три для углов атаки, меньших $\alpha_{нв}$. По полученным значениям $c_{y\alpha}$ и $c_{x\alpha}$ рассчитывают аэродинамическое качество K , потребные тяги $P_{г.п}$, скорость V и мощность $N_{г.п}$. По осям тяг и скоростей или мощностей и скоростей откладывают полученные значения и по ним определяют точки на плоскости. Плавная кривая, проведенная через полученные точки, и является кривой $P_{г.п}(V)$ или $N_{г.п}(V)$. Максимальная допустимая тяга (мощность) всех двигателей, разрешенная РЛЭ для данного этапа полета (горизонтального, набора высоты и др.), называется *располагаемой тягой* P_p (располагаемой мощностью N_p).

Фактическая тяга $P_{ф}$, равная потребной $P_{г.п}$, подбирается пилотом. Она не должна превышать располагаемой тяги. Для осуществления прямолинейного установившегося горизонтального полета фактическая тяга подбирается из условия (6.13), т. е. должна быть равна силе лобового сопротивления на выбранной пилотом скорости:

$$P_{ф} = P_{г.п} = X_a = c_{x\alpha} q S. \quad (6.22)$$

где $q = \frac{\rho V^2}{2} = 0,7 \rho M^2$ — скоростной напор воздуха; $c_{x\alpha}$ — коэффициент лобового сопротивления, определяемый по поляре самолета для потребного в горизонтальном полете коэффициента $c_{y\alpha}$, удовлетворяющего условию (6.14), т. е. $Y_a = mg$.

Определение потребной тяги из соотношения (6.22) является приближенным, поскольку при выводе уравнений (6.13) и (6.14) было принято допущение о малости угла ($\alpha - \varphi_p$). Для удобства исследований летно-технических характеристик самолета в основных режимах по-

лета строят совмещенные кривые потребных $P_{г.п}(V)$ и располагаемых тяг $P_p(V)$, потребных $N_{г.п}(V)$ и располагаемых $N_p(V)$ мощностей. Совмещенные кривые потребных и располагаемых тяг (мощностей) приводятся в технических описаниях самолета.

На сравнении потребных и располагаемых тяг (мощностей) основан графоаналитический метод решения уравнений движения, предложенный Н. Е. Жуковским и названный *методом тяг* (методом мощностей). Точки пересечения кривых потребных и располагаемых тяг ($P_{г.п} = P_p$) или мощностей ($N_{г.п} = N_p$) дают решение уравнений движения, соответствующее установившемуся прямолинейному горизонтальному полету (6.13 и 6.14). Совместное рассмотрение кривых располагаемых и потребных тяг (мощностей) на различных высотах позволяет определить избытки тяг (мощностей) при любых скоростях полета и полетных массах самолета, т. е. $\Delta P = P_p - P_{г.п}$ или $\Delta N = N_p - N_{г.п}$. Знание избытков тяг (мощностей) позволяет рассчитать характеристики: разгона и торможения самолета, горизонтального полета, набора высоты, маневра в вертикальной и горизонтальной плоскостях и др. По кривым можно также определить скорости полета, которым соответствуют максимальные избытки тяги (мощности), судить о необходимой степени дросселирования двигателей для осуществления установившегося прямолинейного горизонтального полета с заданной скоростью, при которой выполняются равенства $\Delta P = 0$ и $\Delta N = 0$.

Точка пересечения кривых потребных тяг (мощностей) с кривыми располагаемых тяг (мощностей), соответствующих максимально допустимому режиму работы силовой установки, в правой части графиков (см. рис. 6.7 и 6.8) определяет *максимальную скорость* V_{max} прямолинейного установившегося горизонтального полета на заданной высоте H с заданным (обычно номинальным) режимом работы двигателей. Увеличение степени дросселирования двигателей приводит к снижению фактических тяг (мощностей), уменьшению скорости полета и достижению нового режима прямолинейного установившегося горизонтального полета с меньшей скоростью и большим углом атаки, который определяется точкой пересечения кривых потребных и фактических тяг (мощностей). Между прежним и новым режимами установившегося прямолинейного горизонтального полета выполняется *неустановившийся* полет с уменьшающейся скоростью и возрастающим углом атаки. Практически возможны только такие режимы установившегося прямолинейного горизонтального полета, в которых лобовое сопротивление X_a не превышает располагаемую тягу P_p силовой установки.

На кривых Жуковского по тяге можно найти точки, определяющие характерные режимы прямолинейного установившегося горизонтального полета (см. рис. 6.7). Если провести касательную к кривой $P_{г.п}(V)$, параллельную оси абсцисс, то получим точку, соответствующую минимальному значению потребной тяги $P_{г.п min}$. Из формулы (6.16) следует, что минимум потребной тяги прямолинейного устано-

вившегося горизонтального полета достигается при максимальном значении аэродинамического качества K_{max} самолета:

$$P_{г.п min} = mg K_{max} \quad (6.23)$$

Максимальное аэродинамическое качество достигается при полете на *наивыгоднейшем* угле атаки $\alpha_{нв}$. Скорость прямолинейного установившегося горизонтального полета, соответствующая наивыгоднейшему углу атаки, называется *наивыгоднейшей*

$$V_{н.в} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{y_a} \rho S}} \quad (6.24)$$

Уменьшение или увеличение скорости прямолинейного установившегося горизонтального полета по сравнению с $V_{нв}$ приводит к увеличению потребной тяги. Наивыгоднейшая скорость современных транспортных самолетов составляет 300—480 км/ч.

Углу атаки, близкому к наивыгоднейшему (точнее несколько большему, чем $\alpha_{нв}$), соответствует максимальный избыток тяги ΔP_{max} самолетов с ТРДД и максимальный избыток мощности ΔN_{max} самолетов с ТВД.

Критический угол атаки $\alpha_{кр}$ и соответствующая ему *минимальная теоретическая скорость* полета $V_{т. min}$ определяются проведением касательной к кривой $P_{г.п}(V)$, параллельной оси ординат. Минимальная теоретическая скорость прямолинейного установившегося горизонтального полета

$$V_{т. min} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{y_a max} \rho S}} \quad (6.25)$$

где $c_{y_a max}$ — коэффициент подъемной силы, соответствующий полету с критическим углом атаки $\alpha_{кр}$.

Если провести касательную к кривой Жуковского $P_{г.п}(V)$ из начала координат, то точка касания определит режим полета, который называется *крейсерским*. Крейсерскому режиму полета соответствует

минимальное значение отношения $\frac{P_{г.п}}{V}$ и *крейсерская скорость* $V_{кр} \approx 1,3 V_{нв}$.

Крейсерская скорость прямолинейного установившегося горизонтального полета

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{y_a кр} \rho S}} \quad (6.26)$$

где $c_{y_a кр}$ — коэффициент подъемной силы, соответствующий крейсерскому углу атаки $\alpha_{кр}$.

Крейсерская скорость на эшелоне самолетов с ТРДД равна 750—870 км/ч, самолетов с ТВД — 450—650 км/ч. Из сравнения зависимостей (6.15 и 6.17) следует, что величина $P_{г.п}$ пропорциональна квадрату

скорости, а $N_{г.п}$ пропорциональна кубу скорости, следовательно, кривая $N_{г.п}(V)$ в отличие от кривой $P_{г.п}(V)$ характеризуется более резким изменением с ростом скорости полета. Минимальная потребляемая мощность установившегося прямолинейного горизонтального полета $N_{г.п\min}$ определяется проведением касательной к кривой Жуковского по мощности (см. рис. 6.8), параллельной оси абсцисс. Минимальной потребляемой мощности соответствуют *экономический угол атаки* $\alpha_{э}$ и *экономическая скорость* $V_{э}$. Экономическая скорость самолетов с турбовинтовыми силовыми установками равна 230...260 км/ч. Уменьшение или увеличение скорости полета по сравнению с экономической приводит к увеличению потребляемой мощности. Экономическому углу атаки $\alpha_{э}$ соответствует *максимальный избыток тяги* ΔP_{\max} самолетов с ТВД (см. рис. 6.7). Заметим, что экономическая скорость не является характерной для самолетов с ТРД, но ее можно определить как скорость, соответствующую минимальному значению произведения $P_{г.п}V$. Точку, соответствующую скорости $V_{э}$, приближенно можно получить, проведя касательную к кривой потребной тяги $P_{г.п}$, которая эквидистантна кривой располагаемой тяги P_p (см. рис. 6.7, штриховая линия).

Касательная к кривой Жуковского по мощности, проведенная из начала координат, определяет *наивыгоднейший угол атаки* $\alpha_{нв}$, которому соответствуют *наивыгоднейшая скорость* горизонтального полета $V_{нв}$ и минимальное значение отношения $N_{г.п}/V$. Наивыгоднейшая скорость современных транспортных самолетов с ТВД равна 320—480 км/ч. Максимальный избыток мощности самолета с ТРД соответствует углу атаки, несколько большему, чем $\alpha_{нв}$ (см. рис. 6.8).

6.4. Первые и вторые режимы полета

Для осуществления прямолинейного установившегося горизонтального полета с заданной скоростью на заданной высоте необходимо выбрать такой режим работы двигателей, чтобы выполнялось равенство $P_{г.п} = P_p$ или $N_{г.п} = N_p$. При больших режимах работы двигателя и малой высоте полета кривые потребной и располагаемой тяг (мощностей) пересекаются в одной точке (рис. 6.9). При увеличении степени дросселирования двигателей кривая фактической тяги (мощности) опускается вниз и при некотором режиме работы двигателей кривые потребных и фактических тяг (мощностей) пересекаются в двух точках 1 и 2. Уменьшая тягу (мощность) двигателей, можно добиться того, что кривые потребных и фактических тяг (мощностей) будут касаться в одной точке, которой соответствует так называемая *граничная скорость* $V_{гр}$ прямолинейного установившегося горизонтального полета. Эта скорость является границей двух режимов полета: первых (I) при $V > V_{гр}$ и вторых (II) при $V < V_{гр}$.

В точках 1 и 2 выполняется необходимое для установившегося прямолинейного горизонтального полета условие равновесия потреб-

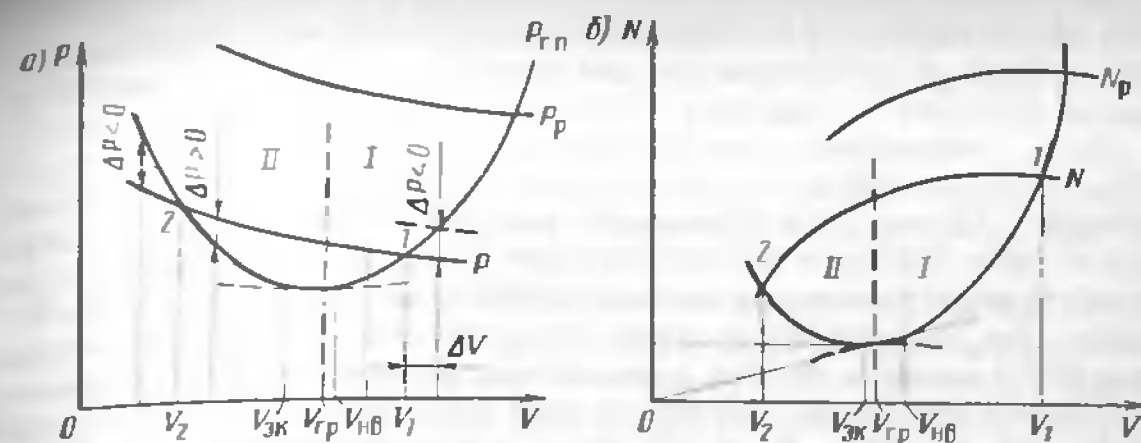


Рис. 6.9. Области первых и вторых режимов горизонтального полета на кривых Жуковского по тяге (а) и мощности (б)

ных и фактических тяг $P_{г.п} = P_p$ и мощностей $N_{г.п} = N_p$. Причем в области первых режимов полета, например на скорости V_1 , это равновесие устойчивое, а в области вторых режимов, например на скорости V_2 , неустойчивое.

Действительно, при случайном увеличении истинной скорости полета (самолет попал во встречный поток воздуха) или уменьшении скорости (самолет попал в попутный поток воздуха) лобовое сопротивление самолета изменяется, равенство потребных и фактических тяг (мощностей) нарушается. Например, при случайном увеличении или уменьшении истинной скорости V_1 на величину ΔV возник избыток тяги $\Delta P = P_p - P_{г.п}$ или мощности $\Delta N = N_p - N_{г.п}$. При увеличении скорости V_1 лобовое сопротивление самолета $X_a = P_{г.п}$ увеличивается, избыток тяги (мощности) становится отрицательным, а при уменьшении скорости V_1 — положительным. Если пилот, не изменяя режима работы двигателей (степень дросселирования), будет поддерживать заданную высоту полета соответствующим изменением угла атаки, то под действием избытка тяги (мощности) самолет будет восстанавливать исходную скорость V_1 и равновесие потребных и располагаемых тяг (мощностей).

Иная картина наблюдается при полете на вторых режимах, например в режиме, соответствующем точке 2. При увеличении скорости V_2 лобовое сопротивление самолета уменьшится, появится положительный избыток тяги (мощности) и скорость самолета при неизменном режиме работы двигателей будет еще больше увеличиваться. Если пилот уменьшением угла атаки будет поддерживать заданную высоту полета ($n_y = 1$), то скорость самолета будет увеличиваться до тех пор, пока наступит устойчивое равновесие между потребной и фактической тягой (мощностью). Такое равновесие наступит только в точке 1, когда самолет увеличит скорость до скорости V_1 . Если произойдет случайное уменьшение скорости V_2 на величину ΔV , то лобовое сопротивление самолета увеличится, появится отрицательный избыток тяги (мощности), под действием которого (если пилот будет поддержи-

вать заданную высоту полета только увеличением угла атаки, не изменяя степень дросселирования двигателей) скорость самолета будет уменьшаться вплоть до скорости сваливания.

Если необходимо увеличить скорость горизонтального полета ($H = \text{const}$) на первых режимах, пилот плавно увеличивает тягу двигателей (РУД вперед) и по мере роста скорости полета отклоняет штурвал от себя, подбирая соответствующий меньший угол атаки, в результате чего скорость увеличится до требуемого фиксированного значения. При необходимости уменьшить скорость пилот плавно снижает тягу (РУД назад) и по мере уменьшения скорости полета соразмерным движением отклоняет штурвал на себя, обеспечивая соответствующий требуемой скорости больший угол атаки. Направления движения РУД и штурвала при преднамеренном изменении скорости горизонтального полета в первых режимах совпадают.

При необходимости увеличить скорость горизонтального полета на вторых режимах, например до значения $V_2 + \Delta V$, пилот плавно увеличивает тягу (РУД вперед) и по мере роста скорости для сохранения горизонтального полета (заданной высоты) соразмерным движением отклоняет штурвал от себя для обеспечения меньшего угла атаки. По мере увеличения скорости полета до требуемой пилот уменьшает тягу (РУД назад) до требуемого значения $P_p - \Delta P$ или $N_p - \Delta N$, соответствующего большей скорости вторых режимов.

Для уменьшения скорости до значения $V_2 - \Delta V$ пилот сначала уменьшает тягу (РУД назад), соразмерно отклоняет штурвал на себя для перехода на больший угол атаки и по мере уменьшения скорости полета увеличивает тягу (РУД вперед) до требуемого значения $P_p + \Delta P$ или $N_p + \Delta N$. Таким образом, для изменения скорости горизонтального полета во вторых режимах требуются двойные движения РУД. Направления движения штурвала и РУД при приближении к требуемому значению скорости горизонтального полета противоположны.

Полет на вторых режимах выполняется на сравнительно малых скоростях (больших углах атаки), что повышает вероятность выхода самолета на недопустимо большие углы атаки и не удовлетворяет требованиям безопасности полетов. Первые режимы полета более экономичны по сравнению со вторыми, так как при одном и том же режиме работы двигателя ($P_p = \text{const}$, $N_p = \text{const}$) полет выполняется на большей скорости.

По признаку равновесия между потребными и фактическими тягами (мощностями) первые режимы являются устойчивыми, а вторые — неустойчивыми. Чтобы сохранить заданную скорость прямолинейного горизонтального полета на вторых режимах, пилоту приходится пристально следить за скоростью и непрерывно работать РУД и штурвалом.

Вторые режимы полета требуют более сложного управления не только для выдерживания заданной скорости, но и при переходе на новую скорость, в частности — двойного движения РУД.

Как видно из рис. 6.9, граничная скорость $V_{гр}$, разделяющая первые и вторые режимы полета, лежит между $V_{эк}$ и $V_{нв}$, причем для самолетов с ТРДД $V_{гр}$ близка к $V_{нв}$, а для самолетов с ТВД $V_{гр}$ близка к $V_{эк}$. Поэтому на практике граничной скоростью между первыми и вторыми режимами полета с целью повышения безопасности полетов считаются соответственно $V_{нв}$ (для самолетов с ТРДД) и $V_{эк}$ (для самолетов с ТВД).

Как правило, горизонтальный полет выполняют на первых режимах полета. Чтобы не вывести самолет на вторые режимы при посадочном и взлетном положениях механизации крыла, пилоту необходимо помнить значения приборных скоростей, соответствующих разделу двух режимов полета. Использование механизации крыла, выпуск шасси значительно сдвигают границу между первыми и вторыми режимами в сторону уменьшения скоростей.

6.5. Диапазон скоростей и высот горизонтального полета

Область значений скоростей от минимальной теоретической V_{min} до максимальной V_{max} , при которых возможен прямолинейный установившийся горизонтальный полет при заданной массе и заданной высоте, называется *диапазоном скоростей* горизонтального полета. Для анализа влияния эксплуатационных факторов (высоты полета, температуры наружного воздуха, полетной массы, конфигурации самолета, обледенения самолета, отказа одного из двигателей в полете на диапазоне скоростей и высот прямолинейного установившегося горизонтального полета) воспользуемся зависимостями (6.16) — (6.18).

Влияние высоты полета. Оно проявляется через изменение плотности воздуха ρ , его температуры T и атмосферного давления p , что вызывает соответствующее изменение потребной скорости прямолинейного установившегося горизонтального полета V , изменение располагаемой тяги $P_{г.п}$, мощности $N_{г.п}$ и удельного расхода топлива $c_{уд}$.

Рассмотрим, как влияет изменение высоты полета на наивыгоднейшую скорость прямолинейного установившегося горизонтального полета. На некоторой высоте полета H_1 , которой соответствуют плотность воздуха ρ_1 и угол атаки $\alpha_{нв}$, потребная наивыгоднейшая скорость прямолинейного установившегося горизонтального полета определяется зависимостью $V_{нв1} = \sqrt{2G/c_{уд}\rho_1 S}$. Соответственно на высоте полета $H_2 > H_1$ плотность воздуха будет ρ_2 и скорость полета при угле $\alpha_{нв}$ будет $V_2 = \sqrt{2G/c_{уд}\rho_2 S}$. Поскольку с увеличением высоты полета плотность воздуха уменьшается, то $\rho_2 < \rho_1$ и $V_{нв2} > V_{нв1}$. Таким образом, с увеличением высоты полета потребная скорость прямолинейного установившегося горизонтального полета увеличивается пропорционально отношению $\sqrt{\rho_1/\rho_2}$, например

$$V_{нв2} = V_{нв1} \sqrt{\rho_1/\rho_2}. \quad (6.27)$$

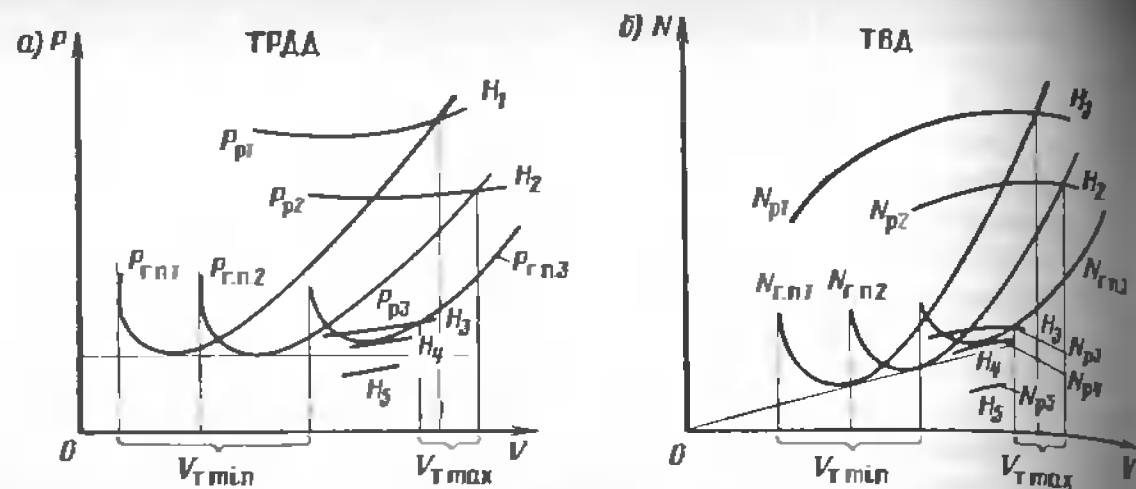


Рис. 6.10. Кривые потребных и располагаемых тяг (а) и мощностей (б) для различных высот полета при неизменном режиме двигателей ($m = \text{const}$, $H_1 < H_2 < H_3 < H_4 < H_5$)

Потребная тяга прямолинейного установившегося горизонтального полета $P_{r,п} = (mq)/K$ от высоты полета не зависит. На основании этого можно сделать вывод о том, что точка кривой Жуковского $P_{r,п}(V)$, соответствующая углу $\alpha_{нв}$, с увеличением высоты полета сместится вправо (вдоль оси скоростей) пропорционально $\sqrt{\rho_1/\rho_2}$. Потребная мощность $N_{r,п} = P_{r,п} V$ в отличие от потребной тяги будет изменяться с высотой полета пропорционально скорости V . Следовательно, точка на кривой Жуковского по мощности $N_{r,п}(V)$, соответствующая углу $\alpha_{нв}$, сместится вправо и вверх пропорционально значению $\sqrt{\rho_1/\rho_2}$.

Увеличение высоты полета и связанное с этим уменьшение плотности воздуха приведет к смещению каждой точки кривых Жуковского в соответствии с формулами (6.16, 6.17 и 6.18). Поэтому кривая Жуковского по тяге сместится с увеличением высоты только вправо, а кривая Жуковского по мощности — вправо и вверх (рис. 6.10). С увеличением высоты полета кривые потребных тяг и мощностей не только смещаются вправо, но и несколько трансформируются, уменьшая угол наклона в области скоростей $V > V_{нв}$ и как бы распрямляясь. Это объясняется тем, что с увеличением высоты полета профильное сопротивление X_0 уменьшается пропорционально плотности воздуха, а индуктивное сопротивление X_i растет.

Увеличение высоты полета и связанное с этим увеличение потребной скорости прямолинейного установившегося горизонтального полета V может привести к тому, что при скоростях полета, которым соответствует число $M \geq M_*$, на поверхностях самолета образуются местные скачки уплотнения. При дальнейшем увеличении скорости полета развивается волновой кризис. В результате резко увеличивается волновое сопротивление X_w . Это вызовет прирост лобового сопротивления самолета X_0 в целом и увеличение потребной тяги $P_{r,п}$ (мощности

$N_{r,п}$). Скачкообразное увеличение лобового сопротивления X_0 приводит к скачкообразному смещению кривых Жуковского вверх.

Влияние высоты полета на располагаемые тягу P_p и мощность N_p , а также на удельный расход топлива видно из высотно-скоростных характеристик двигателей. При неизменном режиме работы двигателей с увеличением высоты полета и уменьшенной плотности воздуха располагаемые тяга P_p и мощность N_p уменьшаются. Увеличение высоты полета до 11 км сопровождается падением температуры воздуха, что как бы компенсирует влияние уменьшения плотности воздуха на тягу двигателей. При дальнейшем увеличении высоты полета плотность воздуха падает, а температура остается постоянной. В результате более интенсивно уменьшается располагаемая тяга.

Как видно из рис. 6.10, с увеличением высоты полета кривые располагаемых тяг и мощностей опускаются при неизменном режиме работы двигателей. При некоторой высоте H_4 располагаемая тяга (мощность) может уменьшиться настолько, что кривые погрешных и располагаемых тяг (мощностей) будут касаться только в одной точке, соответствующей углу атаки, близкому к углу $\alpha_{нв}$ для самолетов с ТРДД и близкому к углу $\alpha_{эк}$ для самолетов с ТВД. Предельная высота установившегося горизонтального полета при максимально допустимом режиме работы двигателей называется *теоретическим потолком* самолета H_T . На этой высоте для самолетов с ТРДД $V_{Tmin} = V_{нв} = V_{max}$, для самолетов с ТВД $V_{Tmin} = V_{эк} = V_{max}$, т. е. примолнейный установившийся горизонтальный полет теоретически возможен только на одной единственной скорости $V_{нв}$ или $V_{эк}$ в зависимости от типа силовой установки. Практически прямолинейный установившийся горизонтальный полет на высоте H_T невозможен. Максимальная скорость установившегося горизонтального полета V_{max} для максимально допустимого режима работы двигателя в прямолинейном установившемся горизонтальном полете на заданной высоте определяется точкой пересечения кривых потребных и располагаемых тяг (мощностей) в правых частях графиков (см. рис. 6.10). Формулы максимальной скорости прямолинейного установившегося горизонтального полета ($P_{r,п} = P_p$) можно получить из выражений (6.15) и (6.17):

$$V_{max} = \sqrt{\frac{2P_p}{c_{x_0} \rho S}} \quad \text{и} \quad V_{max} = \sqrt[3]{\frac{2N_p}{c_{x_0} \rho S}} \quad (6.28)$$

Как видно из рис. 6.10, с увеличением высоты полета максимальная истинная располагаемая скорость самолета растет, а начиная с некоторой высоты из-за влияния совокупности эксплуатационных факторов (плотности воздуха, температуры, атмосферного давления, числа M полета и т.п.), максимальная скорость начинает уменьшаться.

Потребная минимальная теоретическая скорость $V_{Tmin} = \sqrt{\frac{2G}{c_{v_0 \max} \rho S}}$ прямолинейного установившегося горизонтального по-

лета с увеличением высоты растет. Увеличение высоты полета сопровождается уменьшением располагаемой тяги силовой установки, поэтому на больших высотах минимальная теоретическая скорость, соответствующая $c_{y_{a, \max}}$ в прямолинейном установившемся горизонтальном полете, рассматриваться не может. Как показано на рис. 6.10, на высотах H_3 и более точка пересечения кривых потребных и располагаемых тяг (мощностей) в левых частях графиков соответствует углам атаки $\alpha < \alpha_{кр}$ ($c_{y_a} < c_{y_a, \max}$). Таким образом, с увеличением высоты полета потребные скорости полета $V_{T \min}$ и $V_{T \max}$ растут. При этом потребная теоретическая скорость увеличивается более интенсивно, чем максимальная, диапазон скоростей полета сужается. С увеличением высоты потребные тяги и мощности растут, а располагаемые — уменьшаются, что вызывает постепенное уменьшение избытка тяги и мощности. На теоретическом потолке они становятся равными нулю.

Общая тенденция изменения характерных скоростей с высотой для самолета с ТРДД и ТВД сохраняется (рис. 6.11). Особенности эксплуатационных характеристик ТВД определяют более раннее (начиная с высоты 8—10 км) уменьшение максимальной скорости полета $V_{T \max}$ и меньшую высоту теоретического потолка H_T . С изменением высоты полета истинная скорость изменяется, и пилоту трудно удержать в памяти допустимые значения скорости на каждой высоте полета. Поэтому скорость полета удобно контролировать по указателю приборной скорости, которая не зависит от высоты (при $c_{y_a} = \text{const}$). Диапазон возможных приборных скоростей и высот полета показан на рис. 6.11, в.

Влияние температуры наружного воздуха. Если считать барометрическую высоту постоянной, то с увеличением температуры воздуха на этой высоте его плотность ρ уменьшается пропорционально $1/T$ и потребная скорость горизонтального полета растет (6.18) пропорционально $\sqrt{T_2/T_1} = \sqrt{\rho_1/\rho_2}$. Потребная тяга (6.15) от температуры воздуха не зависит, а потребная мощность (6.17) пропорциональна потребной скорости полета. Таким образом, влияние температуры воздуха на

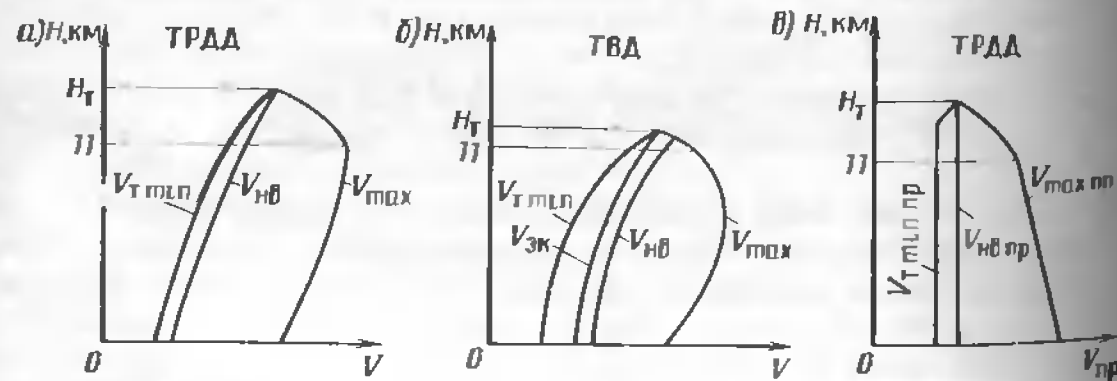


Рис. 6.11. Диапазоны характерных скоростей прямолинейного установившегося горизонтального полета

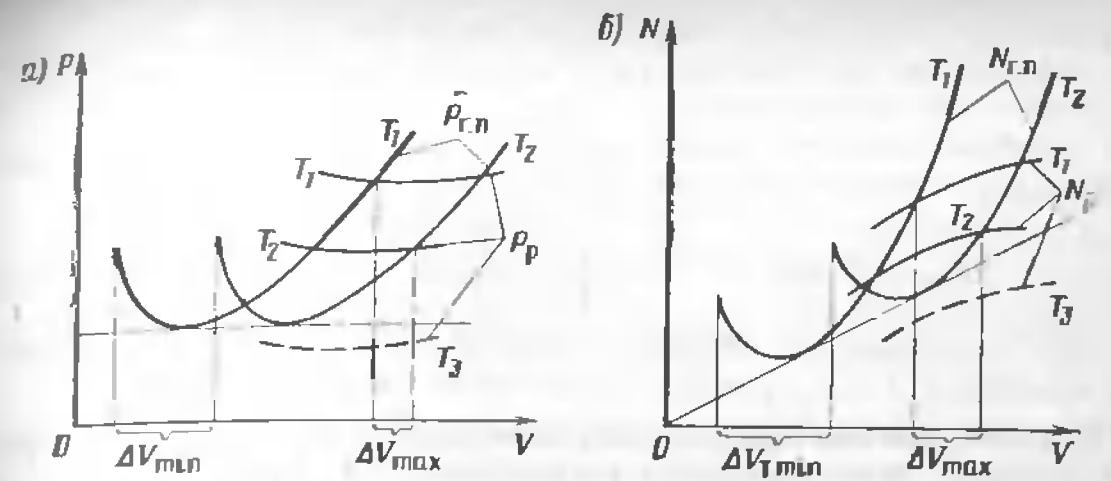


Рис. 6.12. Зависимость потребных и располагаемых тяг (а) и мощностей (б) от скорости ($H, m = \text{const}, T_1 < T_2 < T_3$)

диапазон скоростей и высот прямолинейного установившегося горизонтального полета, как и высоты полета H , сказывается только через плотность воздуха ρ . С увеличением температуры кривые $P_{r, п}(V)$ смещаются вправо вдоль оси скоростей пропорционально плотности воздуха, которая, в свою очередь, пропорциональна $\sqrt{T_2/T_1}$. Кривые $N_{r, п}(V)$ смещаются, кроме того, еще и вверх вдоль оси мощностей (так как $N_{r, п} = P_{r, п} V$) пропорционально $\sqrt{T_2/T_1}$ (рис. 6.12).

Изменение температуры наружного воздуха при постоянном барометрическом давлении вызывает соответствующее изменение плотности воздуха, что при постоянной скорости полета влияет на расход воздуха через тракт двигателя и его тягу. С повышением температуры наружного воздуха тяга двигателей уменьшается, что выражается в опускании кривых располагаемых тяг и мощностей вниз. Повышение температуры воздуха может привести к тому, что горизонтальный полет станет невозможным, так как располагаемые тяга и мощность будут меньше потребных, например при температуре воздуха T_3 . При повышении температуры воздуха потребные скорости прямолинейного установившегося горизонтального полета $V_{T \min}$ и $V_{T \max}$ увеличиваются. Как и при увеличении высоты полета, увеличение температуры наружного воздуха приводит к сужению диапазона скоростей полета, к уменьшению избытка тяги (мощности).

Теоретический потолок с ростом температуры воздуха уменьшается вследствие уменьшения располагаемой тяги (мощности). С достаточной для практики степенью точности можно принять, что с увеличением температуры воздуха на 1°C теоретический потолок уменьшается на 50—60 м.

Топливорегулирующая аппаратура многих авиационных двигателей при отклонении температуры от стандартной сохраняет заданную частоту вращения ротора n , увеличивая подачу топлива при понижении температуры и уменьшая подачу топлива при ее повышении. Но

сохранение частоты вращения ротора двигателя не означает сохранения постоянства тяги (мощности). Располагаемые тяга P_p и мощности N_p двигателей уменьшаются.

Потребная скорость горизонтального полета при изменении температуры окружающего воздуха на величину Δt

$$V_{TCA+\Delta t} = V_{TCA} \sqrt{\frac{T_{CA+\Delta t}}{T_{CA}}} \quad (6.29)$$

где T_{CA} и $T_{CA+\Delta t}$ — значения температуры воздуха в условиях стандартной атмосферы СА и у в условиях, отличных от стандартных.

Влияние полетной массы m . Из формулы (6.18) следует, что потребная скорость прямолинейного установившегося горизонтального полета изменяется пропорционально $\sqrt{G} = \sqrt{mg}$ при прочих неизменных условиях, т. е. если скорость полета при G_1 равна V_1 , то при G_2 скорость полета

$$V_2 = V_1 \sqrt{G_2/G_1} = V_1 \sqrt{m_2/m_1}.$$

Потребная тяга прямолинейного установившегося горизонтального полета $P_{г.п} = mg/K$, поэтому изменение полетной массы приводит к изменению потребной тяги, определяемому соотношением $P_{г.п2} = P_{г.п1} \frac{m_2}{m_1}$. Таким образом, с увеличением полетной массы каждая точка кривой $P_2(V)$ сместится относительно соответствующей точки кривой $P_1(V)$ вправо (вдоль оси скоростей) пропорционально отношению $\sqrt{m_2/m_1}$ и вверх (вдоль оси тяг) пропорционально отношению m_2/m_1 (рис. 6.13, а). Соответственно с увеличением полетной массы каждая точка кривой $N_{г.п}(V)$ сместится вправо (вдоль оси скоростей) пропорционально отношению $\sqrt{m_2/m_1}$ и вверх пропорционально отношению $\frac{m_2 \sqrt{m_2}}{m_1 \sqrt{m_1}}$ (рис. 6.13, б), поскольку потребная мощность $N_{г.п} = P_{г.п} V_{г.п}$.

Из рис. 6.13 видно, что с увеличением полетной массы потребные скорости V_{Tmin} и V_{max} увеличиваются, диапазон скоростей горизон-

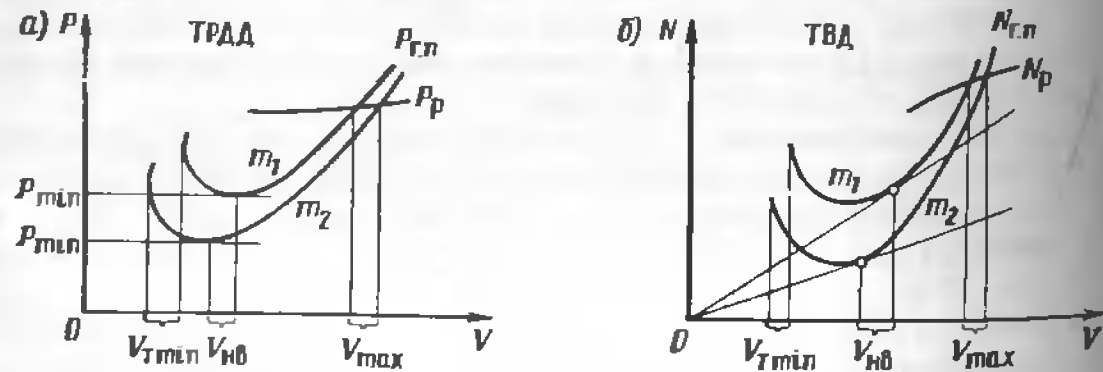


Рис. 6.13. Кривые потребных и располагаемых тяг (а) и мощностей (б) при различных полетных массах самолета ($H = \text{const}$, $m_2 > m_1$)

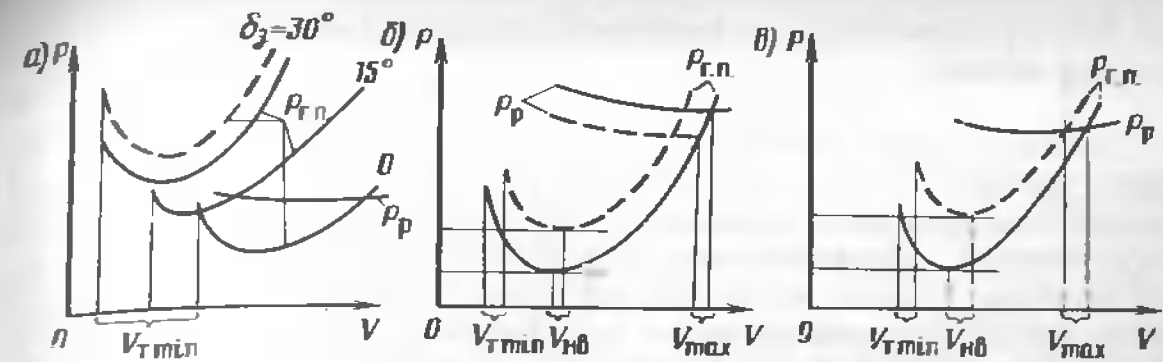


Рис. 6.14. Кривые потребных и располагаемых тяг ($m, H = \text{const}$)

тального полета при увеличении полетной массы сужается. Вследствие роста потребных тяг избытки тяги ΔP и мощности ΔN с увеличением полетной массы уменьшаются, что ведет к уменьшению высоты теоретического полета. С достаточной для практики степенью точности можно считать, что с увеличением полетной массы на 20 % V_{Tmin} , $V_{ЭК}$ и $V_{ав}$ возрастают примерно на 10 %. Конфигурация самолета, отказ одного двигателя и обледенение влияют на диапазон скоростей и высот горизонтального полета, изменяя лобовое сопротивление самолета X_a и связанную с ним потребную тягу $P_{г.п}$, а также подъемную силу самолета Y_a . Согласно уравнениям (6.13 и 6.14), это приводит к изменению характеристик прямолинейного установившегося горизонтального полета. Отклонение механизации крыла и выпуск шасси (штриховая кривая) сопровождаются увеличением лобового сопротивления самолета и подъемной силы. Потребная скорость и тяга установившегося прямолинейного горизонтального полета изменяются, что отражается в соответствующем изменении кривых потребных тяг (рис. 6.14, а).

Обледенение самолета увеличивает лобовое сопротивление и вызывает более ранний срыв потока (вследствие искажения формы несущих поверхностей и ухудшения чистоты поверхностей), снижение располагаемой тяги силовой установки (вследствие обледенения входных устройств двигателей и лопастей воздушных винтов). Изменение характеристик прямолинейного установившегося горизонтального полета при обледенении показано на рис. 6.14, в штриховыми линиями. Отказ одного из двигателей в полете увеличивает лобовое сопротивление, потребную тягу, уменьшает подъемную силу (прекращается обдувка крыла потоком от воздушного винта отказавшего двигателя) и располагаемую тягу. На рис. 6.14, б кривые потребных и располагаемых тяг при отказе двигателя показаны штриховыми линиями. Отклонение механизации, обледенение, отказ одного из двигателей приводят к сужению диапазона скоростей и высот прямолинейного установившегося горизонтального полета, к уменьшению избытка тяги (мощности).

6.6. Эксплуатационные ограничения диапазона скоростей и высот полета

Диапазон скоростей от $V_{\text{тmin}}$ до V_{max} и высот от $H = 0$ до H_{T} прямолинейного установившегося горизонтального полета, определяемый предельными возможностями самолета, в практике летной эксплуатации ограничивается условиями обеспечения безопасности полетов. Единые нормы летной годности гражданских воздушных судов (ЕНЛГС) устанавливают ограничения минимальной и максимальной скорости полета, а также высоты полета для всех транспортных самолетов. Ограничения для конкретного типа самолета с учетом требований ЕНЛГС и особенностей самолета устанавливает разработчик самолета. Эти ограничения указываются в РЛЭ самолета.

Ограничение минимальной скорости полета. Прямолинейный установившийся горизонтальный полет самолета на минимальной теоретической скорости $V_{\text{T min}}$, которой соответствует критический угол атаки $\alpha_{\text{кр}}$ и максимальный коэффициент $C_{y_{a\text{max}}}$ подъемной силы (6.25), принципиально возможен. Однако он опасен возможностью сваливания самолета из-за развития срыва воздушного потока на крыле и появления неуправляемого движения. Поэтому из соображений безопасности полетов минимальные скорости прямолинейного установившегося полета ограничиваются *минимально допустимой скоростью*

$$V_{\text{min доп}} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{y_{a\text{доп}}} \rho S}}, \quad (6.30)$$

где $c_{y_{a\text{доп}}}$ — допустимое значение коэффициента подъемной силы, соответствующее допустимому углу атаки $\alpha_{\text{доп}}$.

С учетом соотношения (6.30) получим формулу минимально допустимой приборной скорости прямолинейного установившегося горизонтального полета

$$V_{\text{min доп. пр}} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{y_{a\text{доп}}} \rho S}}. \quad (6.31)$$

При полете на этой скорости должны обеспечиваться приемлемая по оценке пилота-испытателя устойчивость самолета и управляемость по тангажу, крену и рысканию. Согласно ЕНЛГС, *допустимый угол атаки* $\alpha_{\text{доп}}$, соответствующий прямолинейному установившемуся горизонтальному полету со скоростью $V_{\text{min доп}}$, должен быть по крайней мере на 3° меньше, чем некоторое предельное значение угла атаки $\alpha_{\text{пред}}$. Предельным углом атаки $\alpha_{\text{пред}}$ выбирается обычно угол сваливания $\alpha_{\text{с}}$. Под *сваливанием* понимается возникшее в результате развития срыва потока на крыле непроизвольное, а периодическое или колебательное движение самолета относительно любой из тех его осей, заметное для пилота и непарируемое без уменьшения угла атаки.

Таким образом, *углом сваливания* $\alpha_{\text{с}}$ называется минимальный угол атаки самолета, при котором происходит сваливание в рассматриваемой

мой конфигурации при значении полетной массы самолета m , при положении центра масс самолета \bar{x}_{T} , работе силовой установки в режиме полетного малого газа (ПМГ) в установившемся прямолинейном горизонтальном полете. Углу атаки сваливания $\alpha_{\text{с}}$ соответствует скорость сваливания. Скоростью сваливания $V_{\text{с}}$ называется минимальная скорость самолета в рассматриваемой конфигурации для рассматриваемого значения полетной массы самолета, центровки и режима работы силовой установки, соответствующего ПМГ. Таким образом, допустимый угол атаки в прямолинейном горизонтальном установившемся полете $\alpha_{\text{доп}} \leq \alpha_{\text{с}} - 3^\circ$. Допустимая минимальная скорость при полете по маршруту должна удовлетворять условию $V_{\text{min доп}} \geq 1.3 V_{\text{с}}$, т. е. быть по крайней мере на 30—40 % больше скорости сваливания.

Увеличение угла атаки является результатом ошибки пилотирования или воздействия внешнего фактора, например восходящего порыва ветра. По этой причине введено ограничение минимально допустимой скорости *по порыву*. Если самолет, имеющий скорость V и угол атаки α , попадет в восходящий порыв, имеющий скорость W (рис. 6.15), то угол атаки самолета возрастет на величину

$$\Delta\alpha \approx \text{tg } \Delta\alpha = W/V. \quad (6.32)$$

В результате угол атаки $\alpha + \Delta\alpha$ может стать больше допустимого $\alpha_{\text{доп}}$. Из выражения 6.32 следует, что чем больше скорость вертикального порыва W и меньше скорость установившегося полета V (чем больше угол атаки α), тем больше приращение угла атаки $\Delta\alpha$. Отсюда следует, что для ограничения приращения угла атаки необходимо ограничивать минимально допустимую скорость установившегося прямолинейного горизонтального полета и скорость вертикального порыва ветра.

Согласно ЕНЛГС, на крейсерских режимах полета, а также на режимах набора высоты и снижения по маршруту должен обеспечиваться такой запас по углу атаки до $\alpha_{\text{доп}}$, который не превышает при мгновенном попадании в восходящий порыв ветра, имеющий индикаторную скорость $W_i = 9$ м/с при высоте полета $H = 7$ км и $W_i = 9 - 0.5(H - 7)$ м/с при $H > 7$ км, но во всех случаях $W_i > 6.5$ м/с, т. е.

$$\alpha_{\text{доп}} \leq \alpha_{\text{T.п}} + \frac{W_i}{V_i} 57.3, \quad (6.33)$$

где $\alpha_{\text{T.п}}$ — угол атаки в прямолинейном установившемся горизонтальном полете.

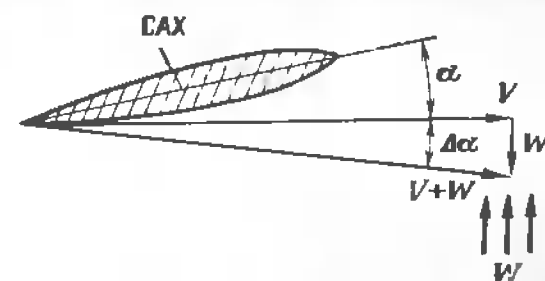


Рис. 6.15. Приращение угла атаки крыла при воздействии восходящего порыва ветра ($\vartheta = \text{const}$)

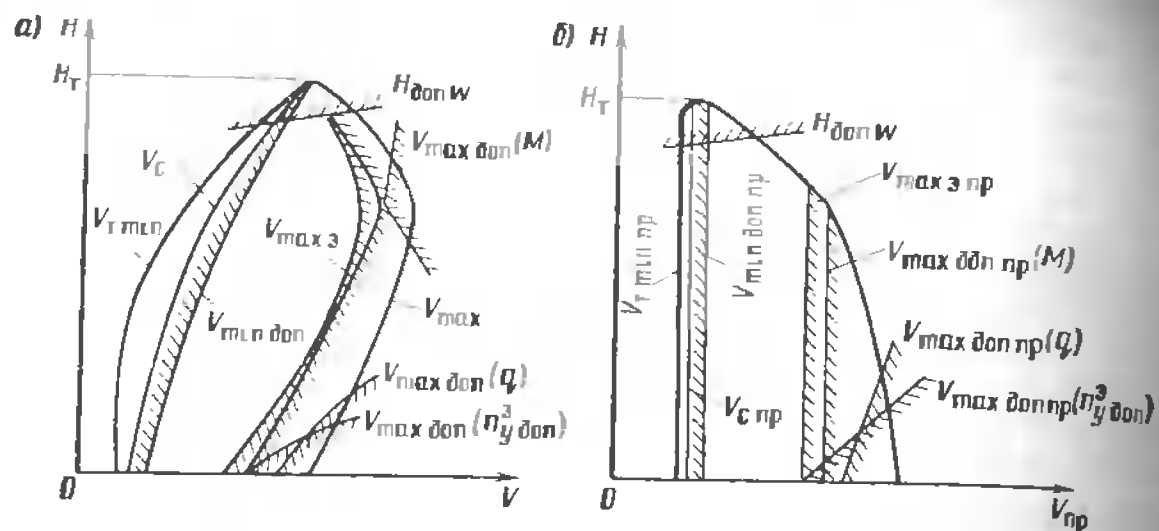


Рис. 6.16. Эксплуатационные ограничения скоростей и высот полета

При этом приращение нормальной перегрузки Δn_y при выходе на угол $\alpha_{\text{доп}}$ не должно быть менее 0,5. Минимально допустимому значению угла атаки $\alpha_{\text{доп}}$ соответствует минимальная допустимая скорость прямолинейного установившегося горизонтального полета $V_{\text{min доп}}$ (рис. 6.16). Нормами летной годности предусматриваются еще ряд критериев, по которым ограничивается минимальная скорость прямолинейного установившегося горизонтального полета, например ограничение по сохранению устойчивости и управляемости и др. Из всевозможных минимальных допустимых скоростей, получаемых по различным критериям, выбирается наибольшая скорость $V_{\text{min доп}}$, которая и считается минимально допустимой. Как правило, минимально допустимая скорость прямолинейного установившегося горизонтального полета устанавливается большей, чем граничная скорость, разделяющая первые и вторые режимы полета. Для самолетов с ТРДД $V_{\text{min доп}} \geq V_{\text{кр}}$, а для самолетов с ТВД $V_{\text{min доп}} \geq V_{\text{эк}}$. Для современных транспортные самолетов граничная скорость $V_{\text{кр}} \geq (1,4 \div 1,8) V_c$.

Ограничение максимальной скорости полета. Максимальная скорость полета ограничивается максимальной эксплуатационной скоростью $V_{\text{max э}}$, которую пилот в условиях нормальной эксплуатации не должен преднамеренно превышать. Значение максимальной эксплуатационной скорости приводится в Руководстве по летной эксплуатации самолета (РЛЭ).

Согласно ЕНЛГС, скорость $V_{\text{max э}}$ должна быть меньше расчетной предельно допустимой скорости $V_{\text{max доп}}$, назначаемой с учетом того, что $V_{\text{max э}}$ может непреднамеренно повышаться вследствие ошибок пилотирования, встречи с большими порывами ветра и струйными течениями или вследствие отказа в системе автоматического управления. Превышение предельно допустимой скорости $V_{\text{max доп}}$ может вызвать остаточные деформации и разрушения конструкции самолета, потерю устойчивости и управляемости, нарушение работы силовой ус-

тановки и т.п. Поэтому ограничение предельно допустимой скорости $V_{\text{max доп}}$ задается в виде предельных значений, назначаемых из условия сохранения жесткости и прочности конструкции при воздействии скоростного напора $q = \rho V^2/2$, нормальной перегрузки $n_y = Y/G$, сохранения устойчивости и управляемости самолета и др. Ограничение предельно допустимой скорости полета по допустимому скоростному напору вводится из условия сохранения прочности и жесткости конструкции. Аэродинамические нагрузки, действующие на самолет в полете, пропорциональны скоростному напору воздуха, поэтому ограничение максимального скоростного напора фактически сводится к ограничению аэродинамической нагрузки на элементы конструкции. Допустимый скоростной напор определяется предельно допустимой скоростью полета:

$$q_{\text{доп}} = \frac{\rho V_{\text{max доп}}^2(q)}{2}, \quad (6.34)$$

откуда

$$V_{\text{max доп}}(q) = \sqrt{\frac{2q_{\text{доп}}}{\rho}}. \quad (6.35)$$

С учетом соотношения (6.20) получим формулу предельно допустимой по скоростному напору приборной скорости прямолинейного установившегося горизонтального полета

$$V_{\text{max доп}}(q)_{\text{пр}} = \sqrt{2q_{\text{доп}}/\rho_0}. \quad (6.36)$$

Максимально допустимая по скоростному напору приборная скорость равна 500—700 км/ч.

Превышение максимально допустимой по скоростному напору скорости может привести к остаточной деформации. Например, левое и правое полукрыло имеют всегда неодинаковую жесткость на изгиб и кручение из-за различных размеров, формы и других технологических отклонений в изготовлении. В результате более слабое полукрыло под действием скоростного напора будет больше изгибаться и закручиваться, что приведет к изменению местных углов атаки и перераспределению аэродинамической нагрузки по хордам и размаху крыла и произвольному кренению самолета. Отклонение элеронов и связанное с этим перераспределение аэродинамической нагрузки может усилить деформацию изгиба и кручения, вызвать явление реверса элеронов.

Ограничение предельно допустимой скорости по максимально допустимой эксплуатационной нормальной перегрузке $V_{\text{max доп}}(n_y^3)_{\text{доп}}$ определяется из условий турбулентности атмосферы (болтанки). При полете на малых высотах с большой скоростью вертикальные порывы воздуха могут создать такую нормальную перегрузку n_y , при которой будут нарушены прочность и жесткость конструкции. При попадании самолета в восходящий воздушный поток (см. рис. 6.15)

приращение угла атаки $\Delta\alpha \approx W/V$ вызовет приращение нормальной перегрузки:

$$\Delta n_y = \frac{\Delta Y}{G} = \frac{\Delta c_{y\alpha} \rho V^2 S}{2G} = \frac{c_{y\alpha}^a \Delta\alpha \rho V^2 S}{2G} = \frac{c_{y\alpha}^a \rho V S W}{2G} \quad (6.37)$$

Скорость движения воздуха в порыве нарастает не мгновенно, поэтому в полученную формулу вводится коэффициент $K_W = 0,6-0,95$, учитывающий постепенность изменения скорости в порыве. С учетом этого приращение нормальной перегрузки

$$\Delta n_y = \frac{K_W c_{y\alpha}^a \rho V S W}{2G} \quad (6.38)$$

Для самолетов типа Ту-134, Ту-154, Як-42, Ил-62 $K_W = 0,9$. Так как в прямолинейном установившемся горизонтальном полете нормальная перегрузка $n_y = Y/G = 1$, то допустимая нормальная эксплуатационная перегрузка будет определяться суммой $n_{y\text{доп}}^a = 1 + \Delta n_y$. С учетом этого из соотношения (6.37) получим формулу предельно допустимой скорости полета по максимально допустимой эксплуатационной нормальной перегрузке.

$$V_{\text{max доп}}(n_{y\text{доп}}^a) = \frac{2G(n_{y\text{доп}}^a - 1)}{K_W c_{y\alpha}^a \rho S W} \quad (6.39)$$

Ограничение максимальной скорости по числу M полета обусловлено возможностью ухудшения характеристик устойчивости и управляемости при $M \geq M_*$ и работы двигателей, рассчитанных на определенный диапазон чисел M (обычно $M \leq 1$).

При увеличении числа M полета до критического M_* и выше на поверхностях самолета развивается волновой кризис. В результате перераспределения давления на несущих поверхностях центр давления резко смещается назад, что является причиной значительного увеличения степени статической устойчивости самолета по углу атаки и ухудшения характеристики продольной управляемости. То и другое — нежелательно, так как требуется значительная перебалансировка самолета. Действительно, увеличение подъемной силы с увеличением числа M полета и смещение центра давления назад определяют рост отрицательного (пикирующего) аэродинамического момента тангажа. Для парирования этого момента пилот отклоняет руль высоты (стабилизатора) вверх (штурвал «на себя») и создает противоположно направленный управляющий момент. У самолетов, не рассчитанных на увеличение числа M полета до закритических значений, даже полного отклонения штурвала (руля высоты, стабилизатора) может быть недостаточно для парирования пикирующего момента.

Все ограничения скорости задаются, как правило, для максимальной полетной массы, что облегчает пилоту запоминание предельно допустимых скоростей. Предельно допустимые скорости самолета в раз-

личных конфигурациях (взлетной, полетной, посадочной, предпосадочной) различны, что определяется в первую очередь по критерию жесткости и прочности конструкции. Скорости выпуска и уборки механизации крыла, шасси ограничиваются из условий жесткости и прочности конструкции, устойчивости и управляемости самолета.

Ограничение высоты полета. В области дозвуковых скоростей наибольшая высота прямолинейного установившегося горизонтального полета ограничивается возможностью создания подъемной силы, равной силе тяжести самолета при условии, что коэффициент $c_y \leq c_{y\text{доп}}$, а значит $V \geq V_{\text{min доп}}$. При полете на высотах, близких к практическому потолку, диапазон скоростей горизонтального полета сужается, а скорости $V_{\text{min доп}}$ и V_{max} приближаются к наивыгоднейшей (для самолетов с ТРД) или к экономической (для самолетов с ТВД). Поэтому вводится ограничение высоты полета $H_{\text{доп}(W)}$ по скорости порыва ветра W , способного вывести самолет на угол атаки, превышающий угол $\alpha_{\text{доп}}$. Приращение угла атаки при входе самолета в вертикальный порыв определяется выражением (6.32), из которого следует, что чем меньше скорости полета и чем больше скорость вертикального порыва, тем больше приращение угла атаки. Допустимый угол атаки обычно определяется соотношением $\alpha_{\text{доп}} = \alpha_{r.n} + \Delta\alpha \leq \alpha_c - 3^\circ$. В правой части неравенства может быть и другой критерий, определяющий допустимый угол атаки, получаемый по результатам летных испытаний конкретного типа самолета.

6.7. Разгон и торможение самолета в прямолинейном горизонтальном полете

Интенсивность разгона и торможения самолета в горизонтальном полете (практически в полете близком к горизонтальному) характеризуется ускорением, которое зависит от избыточной тяги:

$$\frac{dV}{dt} = g \frac{P - P_{r.n}}{G} = g n_{x_a} \quad (6.40)$$

где P и $P_{r.n}$ — соответственно тяга силовой установки и потребная тяга в установившемся прямолинейном полете; n_{x_a} — тангенциальная перегрузка.

Наиболее интенсивным горизонтальный разгон будет при максимальном избытке тяги $\Delta P_{\text{max}} = P - P_{r.n \text{ min}}$. При отрицательном избытке тяги движение самолета будет замедленным. Время, потребное для разгона до заданной скорости или торможения, характеризует приемистость двигателя.

Точки пересечения зависимостей $P(V)$ и $P_{r.n}(V)$ показывают либо наибольшую скорость, до которой возможен разгон в горизонтальном полете (при $P_r(V)$ максимальной скорости), либо минимальную скорость установившегося прямолинейного горизонтального полета. Ограничениями разгона и торможения служат также минимальная и максимальная допустимые скорости.

Время разгона или торможения от заданной начальной скорости V_0 до требуемой скорости V_1 :

$$t = \int_{V_0}^{V_1} \frac{1}{g n_{xa}} dV \quad (6.41)$$

Длина участка разгона или торможения находится интегрированием выражения

$$dL = V(t) dt,$$

откуда

$$L = L_0 + \int_{t_0}^t V(t) dt. \quad (6.42)$$

Характеристики разгона самолета в большой степени зависят от времени прнємистости двигателя — интервала времени от начала перемещения РУД до достижения заданного режима повышенной тяги (мощности). Для торможения самолета в полете двигателя переводят в режим полетного малого газа. Для повышения лобового сопротивления могут применяться тормозные щитки, выпуск шасси и др.

Для обеспечения полета, близкого к горизонтальному, в процессе разгона следует соразмерно увеличению скорости уменьшать угол атаки, а в процессе торможения — увеличивать.

Дополнительная литература

[6], с. 34—60; [3], с. 11—35, 48—54; [5], 102—105; [7], с. 21—59, 102—204; [8], с. 4—10, 18—28.

Контрольные вопросы

1. Что такое условия и режимы полета?
2. Перечислите основные летно-технические характеристики самолета.
3. Изобразите взаимное положение связанной, скоростной и нормальной системы координат.
4. Дайте определение продольного и бокового движения. Какие этапы полета описываются уравнениями продольного и бокового движения?
5. Дайте определение перегрузки.
6. Изобразите схему сил, действующих на самолет в прямолинейном горизонтальном полете. Запишите систему уравнений неустановившегося и установившегося горизонтального полета.
7. Как построить кривые Жуковского?
8. Изобразите кривые Жуковского по тяге и мощности, укажите и поясните характерные точки на них.
9. Что такое граничная скорость? Поясните особенности поведения и пилотирования самолета в первых и вторых режимах горизонтального полета.
10. Поясните влияние высоты полета и температуры наружного воздуха на диапазон высот прямолинейного установившегося горизонтального полета.
11. Поясните влияние полетной массы и конфигурации самолета на диапазон высот и скоростей горизонтального полета.
12. Дайте обоснование ограничений минимально допустимой скорости и высоты полета.

13. Поясните влияние условий эксплуатации на характеристики разгона и торможения в прямолинейном горизонтальном полете.

14. Во сколько раз изменяются потребные тяга и скорость, если в результате выгорания топлива полетная масса самолета уменьшится на 25%. Ответ: $P_2 = 0,75 P_1$; $V_2 = 0,87 V_1$.

15. Как изменится минимально допустимая скорость горизонтального полета, если при выпуске предкрылков допустимый угол атаки увеличивается с 16° до 19° .

Исходные данные: $\alpha_0 = 0$; $c_{ya}^\alpha = 0,1 \frac{1}{\text{град}}$; $m = 16\,000$ кг; площадь крыла $S = 70$ м². Ответ: $V_{\text{min доп}}$ уменьшится в 1,09 раза.

16. Рассчитать индикаторную скорость самолета на высоте 10 000 м, если давление в точке полного торможения $p_0 = 35\,000$ Па, условия полета стандартные. Ответ: $V_i = 263$ км/ч.

Глава 7

НАБОР ВЫСОТЫ И СНИЖЕНИЕ

7.1. Уравнения движения самолета по наклонной траектории

Набор высоты и снижение являются важнейшими эксплуатационными этапами полета транспортного самолета. В общем случае набор высоты и снижение — неустановившееся криволинейное движение по наклонной траектории. Поскольку в нормальном полете отклонение скорости от заданных значений и отклонение центра масс от расчетной траектории невелики, то для упрощения изучения рассмотрим установившееся движение с постоянной скоростью и под постоянным углом наклона траектории.

Набором высоты называется полет по наклонной траектории с увеличением высоты полета. Набор высоты осуществляется после взлета до высоты круга ($H = 400$ м) и далее от высоты круга до высоты заданного эшелона полета по маршруту. Для транспортного самолета наиболее продолжительным участком траектории набора является набор высоты от высоты круга до высоты эшелона полета по маршруту. В процессе набора высоты осуществляется разгон самолета до заданной скорости полета по маршруту.

Снижение — полет самолета по наклонной траектории с работающими двигателями с потерей высоты. Наиболее продолжительным участком является снижение с высоты эшелона до высоты круга. С высоты круга самолет снижается до ВПП. В процессе снижения скорость самолета изменяется (увеличивается и уменьшается в зависимости от программы снижения), скорость полета самолета на высоте круга, а тем более посадочная скорость меньше скорости полета по маршруту. Сравнительно небольшие наборы высоты и снижения выполняются при смене эшелонов полета.

Набор высоты эшелона от высоты круга и снижение с высоты эшелона до высоты круга занимают важное место в общем балансе расхода

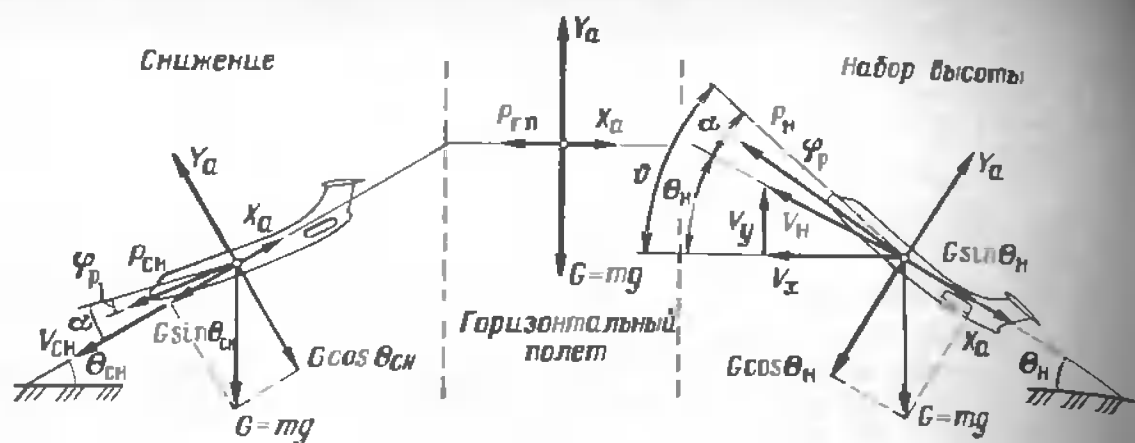


Рис. 7.1. Схема сил, действующих на самолет при наборе высоты и снижении

топлива и затрат времени на полет, причем, чем меньше расстояние от аэродрома взлета до аэродрома посадки, тем больше удельный вес этого этапа. Траектория набора высоты и снижения, близкая к расчетной, обеспечивается подбором режима работы силовой установки и заданием угла атаки. Скорость полета V , угол наклона траектории θ , вертикальная скорость V_y , высота полета H контролируются по соответствующим шкалам пилотажно-командных приборов.

Уравнения движения самолета при наборе высоты. Движение самолета по наклонной траектории происходит под действием системы сил (рис. 7.1). Для получения уравнений движения самолета при наборе высоты спроектируем векторы, входящие в уравнение (6.1) на оси OX_n и OY_n траекторной системы координат. В результате получим уравнения:

$$m \frac{dV_n}{dt} = P_n \cos(\alpha - \varphi_p) - X_a - G \sin \theta_n; \quad (7.1)$$

$$m V_n \frac{d\theta_n}{dt} = P_n \sin(\alpha - \varphi_p) + Y_a - G \cos \theta_n.$$

Обычно угол атаки α и угол установки двигателя φ_p малы, поэтому с достаточной для практики степенью точности можно считать, что $\cos(\alpha - \varphi_p) \approx 1$, $\sin(\alpha - \varphi_p) \approx 0$. Тогда уравнения (7.1) примут вид:

$$m \frac{dV_n}{dt} = P_n - X_a - G \sin \theta_n; \quad (7.2)$$

$$m V_n \frac{d\theta_n}{dt} = Y_a - G \cos \theta_n. \quad (7.3)$$

Уравнения (7.1) — (7.3) описывают неустановившийся ($\frac{dV_n}{dt} \neq 0$), непрямолинейный ($\frac{d\theta_n}{dt} \neq 0$) набор высоты. При установившемся прямолинейном наборе высоты скорость полета и угол наклона траекто-

рии постоянны ($\frac{dV_n}{dt} = 0$, $\frac{d\theta_n}{dt} = 0$) и уравнения (7.2 и 7.3) принимают более простой вид:

$$P_n = X_a + G \sin \theta_n; \quad (7.4)$$

$$Y_a = G \cos \theta_n. \quad (7.5)$$

Уравнения (7.4) и (7.5) позволяют провести анализ движения самолета при установившемся прямолинейном наборе высоты и определить основные характеристики движения: потребную скорость и тягу (мощность) для осуществления полета при различных углах наклона траектории, вертикальную скорость полета, время, потребное для набора заданной высоты полета, максимальную высоту полета, которая может быть достигнута при заданной массе самолета, дальность полета при наборе высоты, расход топлива для набора заданной высоты и т. п.

Уравнение (7.4) выражает условие сохранения постоянства скорости полета: если тяга силовой установки P_n уравновешивает сумму лобового сопротивления самолета X_a и составляющей силы тяжести $G \sin \theta_n$, то скорость полета V_n остается постоянной. Уравнение (7.5) выражает условие сохранения постоянства угла наклона траектории θ_n . Уравнения (7.4) и (7.5) очевидны и могут быть записаны непосредственно из рассмотрения схемы сил, действующих на самолет при установившемся прямолинейном наборе высоты (рис. 7.1).

Подставив в уравнение (12.5) вместо подъемной силы Y_a ее выражение, получим

$$V_n = \sqrt{\frac{2G \cos \theta_n}{c_{y_a} \rho S}} = V_{г.п} \sqrt{\cos \theta_n}. \quad (7.6)$$

Из этой формулы можно сделать следующие выводы.

1. Так как $\cos \theta_n < 1$, то потребная скорость для обеспечения набора высоты меньше скорости горизонтального полета $V_{г.п}$ при одном и том же угле атаки. Набор высоты осуществляется обычно при $\theta_n < 15^\circ$, поэтому $\sqrt{\cos \theta_n} \approx 1$ и с достаточной для практики степенью точности можно принять $V_n = V_{г.п}$.
2. С изменением высоты полета при наборе высоты плотность воздуха ρ изменяется, следовательно, изменяется и потребная скорость. В практике летной эксплуатации установившимся набором высоты (установившемся снижением) называется движение по соответствующей наклонной траектории с постоянным углом θ_n и постоянной приборной скоростью $V_{н.пр}$. Набор высоты с постоянной приборной скоростью $V_{н.пр} = V_n \sqrt{\rho/\rho_0}$, строго говоря, не является установившимся, так как с увеличением высоты полета плотность воздуха ρ уменьшается, что вызывает увеличение потребной скорости полета V_n (скорости относительно воздушной среды).

Подставляя в (7.4) вместо лобового сопротивления X_a его выражение и учитывая, что при наборе высоты $V_H \approx V_{г.п.}$, получим

$$P_H = X_a + G \sin \theta_H = c_{x_a} \frac{\rho V_{г.п.}^2}{2} S + G \sin \theta_H = P_{г.п.} + G \sin \theta_H. \quad (7.7)$$

Из последнего выражения следует, что потребная тяга для набора высоты больше потребной тяги для горизонтального полета с тем же углом атаки на величину $G \sin \theta_H = \Delta P_H$, называемую *потребным избытком тяги*.

Потребная мощность для установившегося набора высоты

$$N_H = P_H V_H = (P_{г.п.} + G \sin \theta_H) V_H = N_{г.п.} + G V \sin \theta_H = N_{г.п.} + G V_{yH}, \quad (7.8)$$

где $V_{yH} = V \sin \theta_H$ — вертикальная скорость набора высоты.

Из формулы следует, что потребная мощность для набора высоты больше потребной мощности для горизонтального полета с тем же углом атаки на величину потребного избытка мощности $\Delta N_H = G V_{yH}$.

Уравнения движения самолета при снижении. Проектируя векторы, входящие в векторное уравнение движения центра масс самолета (6.1) на оси OX_k и OY_k траекторной системы координат, которые в принятых условиях (ветер и крен отсутствуют) совпадают с осями скоростной системы координат, получим уравнения *неустановившегося* снижения (см. рис. 7.1):

$$m \frac{dV_{сн}}{dt} = P - X_a - G \sin(-\theta_{сн}); \quad (7.9)$$

$$m V_{сн} \frac{d\theta_{сн}}{dt} = Y_a - G \cos(-\theta_{сн}). \quad (7.10)$$

Учитывая малость угла ($\alpha - \varphi_p$) и считая $\theta_{сн} = \text{const}$ и $\frac{dV_{сн}}{dt} = 0$, получим уравнения *установившегося* снижения:

$$P_{сн} = X_a - G \sin \theta_{сн}; \quad (7.11)$$

$$Y_a = G \cos \theta_{сн}. \quad (7.12)$$

Эти уравнения, как и уравнения (7.4) и (7.5), можно было бы получить из уравнений (7.5), подставляя в них соответствующие значения параметров движения с учетом знаков.

Из уравнения (7.12) можно найти выражение *потребной скорости* прямолинейного установившегося снижения

$$V_{сн} = \sqrt{\frac{2mg \cos \theta_H}{c_{y_a} \rho S}} = V_{г.п.} \sqrt{\cos \theta_{сн}}. \quad (7.13)$$

Так как угол снижения, как правило, не превосходит 15° , то можно считать, что потребная скорость снижения равна потребной скорости горизонтального полета $V_{сн} = V_{г.п.}$ при одних и тех же углах атаки. Следовательно, равны и силы лобового сопротивления.

Потребная тяга установившегося прямолинейного снижения получается из уравнения (7.11) с учетом знака угла снижения

$$P_{сн} = P_{г.п.} - G \sin \theta_{сн}. \quad (7.14)$$

Из уравнения (7.14) следует, что потребная тяга для установившегося прямолинейного снижения меньше потребной тяги установившегося прямолинейного горизонтального полета (меньше силы лобового сопротивления X_a) на величину $G \sin \theta_{сн} = mg \sin \theta_{сн}$.

Потребная мощность силовой установки при прямолинейном установившемся снижении

$$N_{сн} = P_{сн} V_{сн} = N_{г.п.} - mg V_{yсн}. \quad (7.15)$$

откуда следует, что потребная мощность силовой установки для прямолинейного установившегося снижения меньше потребной мощности для обеспечения прямолинейного установившегося горизонтального полета на величину $mg V_{yсн}$.

7.2. Характеристики набора высоты и снижения

Основными характеристиками установившегося прямолинейного набора высоты и снижения являются: угол набора высоты θ_H и угол снижения $\theta_{сн}$ (угол наклона векторной скорости), вертикальная скорость набора высоты V_{yH} и снижения $-V_{yсн}$, время набора высоты t_H и время снижения $t_{сн}$, дальность полета при наборе высоты L_H и снижения $L_{сн}$, расход топлива на набор высоты $m_{т.н}$ и снижение $m_{т.сн}$.

Расчетные формулы для определения характеристик набора высоты и снижения получают из уравнений (7.4), (7.5) и (7.11), (7.12).

Угол набора высоты и снижения. Из выражения (7.4)

$$\sin \theta_H = \frac{P_H - X_a}{mg} = \frac{\Delta P_H}{mg}. \quad (7.16)$$

откуда следует, что *угол набора высоты* самолета, имеющего полетную массу m , определяется избытком тяги ΔP_H , равным разности между лобовым сопротивлением самолета X_a на данном угле атаки и тягой силовой установки P_H , заданной пилотом. Чем больше избыток тяги, тем с большим углом наклона можно выполнить набор высоты.

Угол снижения самолета

$$\sin \theta_{сн} = \frac{P_{сн} - X_a}{mg} = -\frac{\Delta P_{сн}}{mg}. \quad (7.17)$$

Так как сила лобового сопротивления самолета X_a при снижении больше потребной тяги $P_{сн}$, то потребный избыток тяги $\Delta P_{сн}$ отрицателен.

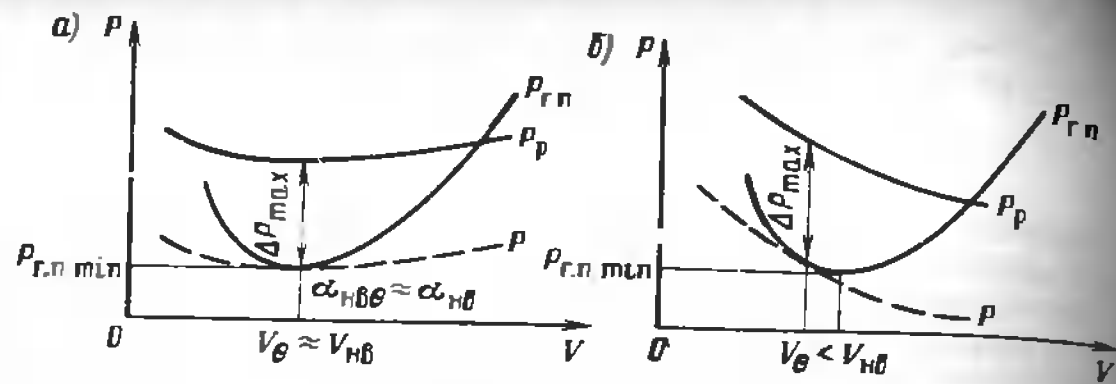


Рис. 7.2. Характерные точки на кривых Жуковского для режима набора высоты с максимальным углом $\theta_{н\max}$: а — ТРДД; б — ТВД

Тангенс угла набора высоты θ_n , выраженный в процентах, называется *градиентом набора высоты*

$$\eta_n = \frac{\Delta H}{\Delta L} 100\% = \operatorname{tg} \theta_n \cdot 100\%, \quad (7.18)$$

где ΔH и ΔL — соответственно приращения высоты и дальности полета на рассматриваемом участке.

Понятие градиента набора высоты широко используется в нормативных документах. Между углом набора высоты и углом тангажа существует зависимость: $\theta = \theta + \alpha$, по которой с достаточной для практики степенью точности можно рассчитать угол набора высоты. Для современных транспортных самолетов $\theta_n = 5 \dots 10^\circ$.

Градиент снижения $\eta_{сн}$ определяется, как абсолютное значение тангенса угла наклона траектории снижения $\theta_{сн}$:

$$\eta_{сн} = |\operatorname{tg} \theta_{сн}| 100\% \quad (7.19)$$

Максимальный избыток тяги ΔP_{\max} , а следовательно, и *максимальный угол набора высоты* (7.16) для самолетов с ТРДД достигаются на угле атаки $\alpha_{н\theta}$, близком к наивыгоднейшему углу атаки прямолинейного установившегося набора высоты $\alpha_{н\theta}$, практически $\alpha_{н\theta} \approx \alpha_{н\theta}$. Для самолетов с ТВД углом атаки, соответствующим максимальному углу набора, является угол, несколько меньший наивыгоднейшего угла атаки горизонтального полета $\alpha_{н\theta}$ (рис. 7.2). Режим набора высоты с максимальным углом набора $\theta_{н\max}$ приближенно определяется точкой касания кривой $P_{гр,п}(V)$ линией эквидистантной кривой располагаемых тяг (штриховая линия).

Снижение самолета с тягой $P_{сн} = 0$ (или близкой к нулю, например при работе двигателей в режиме ПМГ) называется *планированием*.

Поделив почленно уравнения (7.11) на уравнение (7.12), получим

$$\operatorname{tg} \theta_{сн} = (P_{сн} - X_a) / Y_a, \quad (7.20)$$

откуда, приняв $P_{сн} = 0$, находим

$$\operatorname{tg} \theta_{пл} = -\frac{X_a}{Y_a} = -\frac{1}{K}. \quad (7.21)$$

Следовательно, чем больше аэродинамическое качество, тем меньше угол планирования.

Минимальный угол планирования соответствует режиму полета с максимальным аэродинамическим качеством K_{\max} , которое реализуется при наивыгоднейшем угле атаки $\alpha_{н\theta}$.

С учетом (7.13) скорость полета с минимальным углом планирования

$$V_{пл, н\theta} = \sqrt{\frac{2mg \cos \theta_{пл, \min}}{c_{y_{\alpha_{н\theta}}} \rho S}} \quad (7.22)$$

Вертикальная скорость. Вертикальная скорость набора высоты $V_{yн}$ или снижения — $V_{yсн}$ являются составляющими скорости полета по наклонной траектории, определяемыми в нормальной системе координат $OX_g Y_g Z_g$. Строго говоря, они должны обозначаться V_{y_g} и $-V_{y_g}$. В динамике полета индекс «g» обычно опускают.

Зависимость вертикальной скорости набора высоты и снижения от скорости полета V и угла наклона траектории θ получается из треугольника скоростей (см. рис. 7.1):

$$V_y = V \sin \theta. \quad (7.23)$$

Подставляя в (7.22) вместо $\sin \theta$ его выражения из (7.16) и (7.17), получим:

$$V_{yн} = V_n \frac{P_n - X_a}{mg} = V_n \frac{\Delta P_n}{mg} = \frac{\Delta N_n}{mg}; \quad (7.24)$$

$$V_{yсн} = V_{сн} \frac{P_{сн} - X_a}{mg} = -V_{сн} \frac{\Delta P_{сн}}{mg} = -\frac{\Delta N_{сн}}{mg}. \quad (7.25)$$

Из анализа зависимостей (7.24) и (7.25) следует, что вертикальная скорость набора высоты и снижения самолета, имеющего полетную массу m , определяется избытком мощности независимо от типа силовой установки самолета.

Скорость полета, на которой достигается максимальная вертикальная скорость (максимальный избыток мощности $\Delta N_{н\max}$), называется *наивыгоднейшей скоростью набора высоты*

$$V_{н\theta, н} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{y_{\alpha_{н\theta, н}}} \rho S}} \quad (7.26)$$

Для самолетов с ТРДД наивыгоднейшая скорость набора высоты больше наивыгоднейшей скорости горизонтального полета, но меньше крейсерской, т.е. $V_{н\theta} < V_{н\theta, н} < V_{к\theta}$ (рис. 7.3. а).

Для самолетов с ТВД наивыгоднейшая скорость набора высоты близка к наивыгоднейшей скорости горизонтального полета ($V_{н\theta, н} \approx V_{н\theta}$). При снижении избыток тяги, избыток мощности, угол наклона траектории и вертикальная скорость отрицательны. Максимальной скорости снижения, как следует из (7.25), можно достичь при макси-

мальном избытке мощности $\Delta N = V(P_{сн} - X_a)$, который соответствует максимально допустимой скорости полета $V_{сн} = V_{макс доп}$ минимальному значению тяги $P_{сн мин}$ (режим полетного малого газа) в максимальному лобовому сопротивлению самолета $X_a = X_{a макс}$. Максимальная скорость снижения реализуется при экстремном снижении

Время установившегося набора высоты и снижения. Оно связано с реализуемой вертикальной скоростью $V_{у н}$ или $V_{у сн}$. Поскольку скорость полета по наклонной траектории зависит от плотности воздуха (7.6) и (7.13), то вертикальная скорость изменяется с высотой полета (7.24). Поэтому время Δt изменения высоты полета ΔH при движении по наклонной траектории определяется по среднему значению вертикальной скорости на участке траектории, соответствующей ΔH

$$\Delta t = \Delta H / \Delta V_{у ср} \quad (7.27)$$

Время набора высоты H или снижения определяется суммой

$$t = \sum_{i=1}^n \Delta t_i \quad (7.28)$$

где Δt_i — время полета на рассматриваемом интервале высоты.

Располагаемые значения вертикальной скорости $V_{у н}$ характеризуют текущую для каждой высоты и скорости скороподъемность самолета. Для оценки скороподъемности строят зависимости располагаемых значений $V_{у}$ (V) для тех же высот, для которых построены кривые Жуковского для горизонтального полета (рис. 7.4). Зависимость максимальной скорости набора высоты от высоты полета $V_{у макс н}$ (H) называется *характеристикой скороподъемности самолета* (рис. 7.5). Графическая зависимость времени набора высоты от высоты полета называется *барограммой набора высоты*. Обычно характеристику скороподъемности и барограмму строят совмещенными. Название барограммы набора высоты сложилось исторически, поскольку она может вычерчиваться

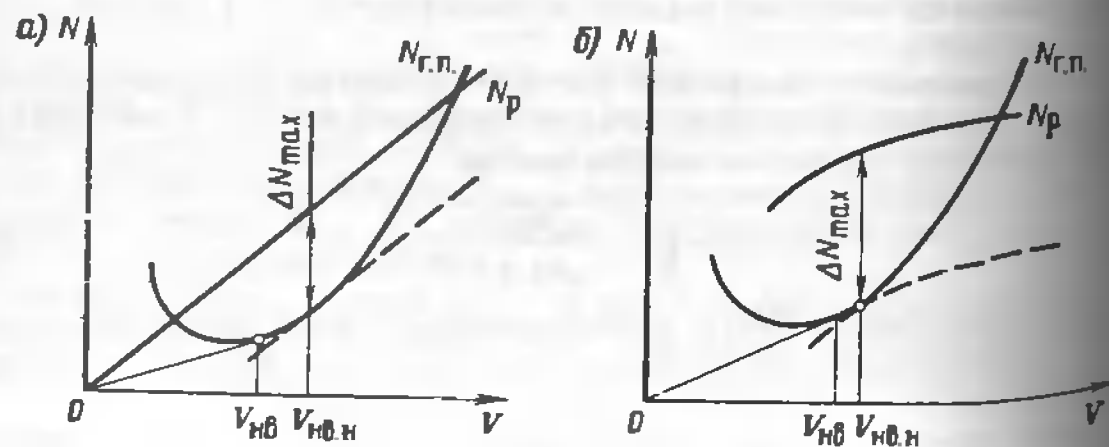


Рис. 7.3. Характерные точки на кривых Жуковского для режима набора высоты с максимальной вертикальной скоростью:
а — ТРДД; б — ТВД (штрихом показаны кривые, эквидистантные кривым располагаемых мощностей)

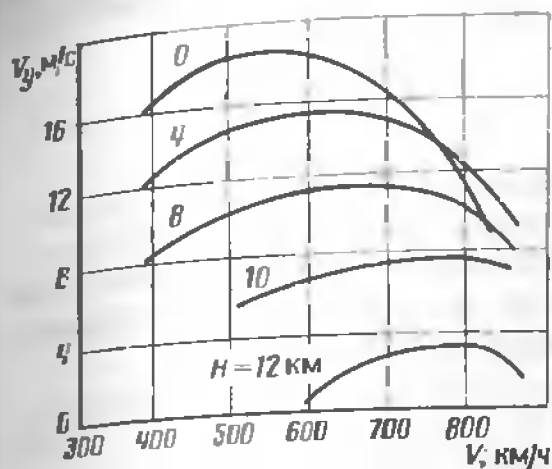


Рис. 7.4. Зависимость располагаемой вертикальной скорости набора высоты от скорости

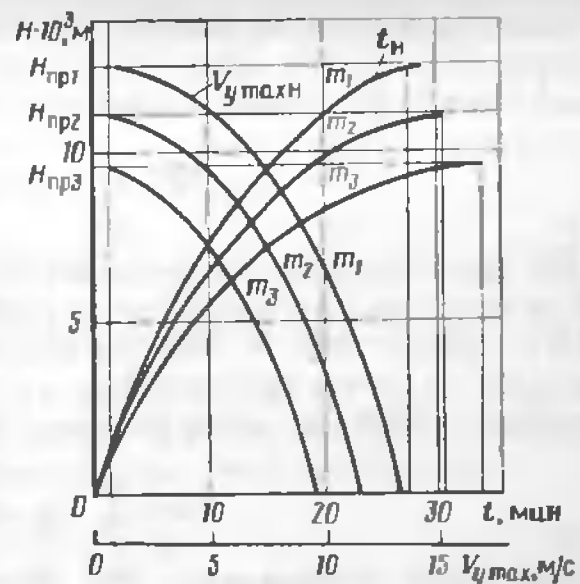


Рис. 7.5. Характеристика скороподъемности $V_{у макс н}$ (H) и барограмма набора высоты t_n (H) для самолета с различной полетной массой ($m_1 < m_2 < m_3$)

барографом (барометром-самописцем), установленным на борту самолета. Так как высота полета и давление воздуха взаимосвязаны, то для получения барограммы барограф можно проградуировать не по давлению, а по высоте.

Высота полета H_T , на которой вертикальная скорость набора высоты $V_{у макс н} = 0$, называется теоретическим потолком. Согласно (7.24), теоретический потолок соответствует $\Delta N_H = \Delta P_H V_H = 0$, а это возможно только при $\Delta P_H = 0$ и согласно (7.16) при $\sin \theta_H = 0$.

Так как с ростом высоты полета располагаемые избытки тяги ΔP и мощности ΔN уменьшаются, то угол набора и вертикальная скорость уменьшаются, а потребные скорости полета возрастают. Поэтому с увеличением высоты полета крутизна барограмм постепенно уменьшается. На высоте H_T вертикальная скорость и угол набора становятся равными нулю. Достичь теоретического потолка в установившемся полете самолет не может, так как по мере приближения к нему вертикальная скорость непрерывно уменьшается и для набора высоты H_T потребовался бы бесконечно большой промежуток времени. Кроме того, по мере выгорания топлива масса самолета непрерывно уменьшается, и теоретический потолок медленно увеличивается. В летной эксплуатации введено понятие практического потолка $H_{пр}$ — высоты, на которой вертикальная скорость дозвукового самолета $V_y = 0,5$ м/с (рис. 7.5). С увеличением полетной массы вертикальная скорость набора на фиксированных высотах и углах атаки, а также теоретический и практический потолки самолета уменьшаются.

Дальность полета при наборе высоты и снижении. Дальность полета по наклонной траектории — это расстояние L , измеренное в пло-

скости горизонта от точки, соответствующей началу, до точки, соответствующей окончанию набора высоты (снижения). Она является интегральной функцией, например, для набора высоты

$$L_H = \int_0^t V_H \cos \theta_H dt. \quad (7.29)$$

Для практических расчетов интегрирование заменяется сложением. Для этого весь диапазон высот разбивается на n равных интервалов: $\Delta H_i = H_{i+1} - H_i = 500$ м и для каждого i -го интервала находят среднее значение скорости $V_{cp\ i}$ и время полета Δt_i , соответствующие данным условиям эксплуатации. Дальность полета

$$L_H = \sum_{i=1}^n V_{cp\ i} \Delta t_i. \quad (7.30)$$

Если полет выполняется при постоянном угле θ , то дальность полета можно определить по более простой формуле, например дальность полета при снижении с высоты H под углом снижения $\theta_{сн}$ определяется зависимостью

$$L_{сн} = H / \operatorname{tg} \theta_{сн}, \quad (7.31)$$

где H — высота начала снижения.

Подставляя в (7.31) значение $\operatorname{tg} \theta_{сн}$ из выражения (7.20), получим

$$L_{сн} = H \frac{Y_a}{X_a - P}, \quad (7.32)$$

откуда видно, что, управляя тягой двигателя и силой лобового сопротивления, можно менять дальность снижения. С учетом зависимостей (7.31) и (7.21)

$$L_{пл} = \frac{H}{\operatorname{tg} \theta_{пл}} = H K, \quad (7.33)$$

где K — аэродинамическое качество самолета.

Дальность снижения по аналогии с расчетом набора высоты

$$L_{сн} = \sum_{i=1}^n V_{cp\ i} \Delta t_i. \quad (7.34)$$

Расход топлива при наборе высоты и снижении. Расход топлива определяется в летных подразделениях по опыту эксплуатации самолетов данного типа для различных условий эксплуатации.

Численные значения характеристик набора высоты и снижения данного типа самолета для различных высот сводят в таблицу для каждого режима работы двигателей, полетной массы самолета и скорости.

Характеристики неустановившихся режимов набора высоты и снижения. Характеристики неустановившегося движения рассчитывают методами численного интегрирования. Остановимся на качест-

венном анализе неустановившихся режимов набора высоты и снижения самолета.

Из уравнения неустановившегося набора высоты (7.2) можно получить зависимости угла набора высоты от избытка тяги силовой установки, полетной массы и ускорения самолета:

$$\sin \theta = \frac{P - X}{G} - \frac{1}{g} \frac{dV}{dt}. \quad (7.35)$$

При установившемся наборе высоты ускорение отсутствует ($\frac{dV}{dt} = 0$), поэтому можно считать, что $\sin \theta_{уст} = (P - X_a)/G$ и $V_{y\ уст} = V_{уст} \times (P - X)/G$. Подставляя эти соотношения в формулу (7.35), получим расчетные зависимости для неустановившегося набора высоты:

$$\sin \theta = \sin \theta_{уст} - \frac{1}{g} \frac{dV}{dt}, \quad (7.36)$$

$$V_y = V_{y\ уст} - \frac{V}{g} \frac{dV}{dt}. \quad (7.37)$$

Из анализа зависимостей (7.36) и (7.37) следует:

если набор высоты происходит с разгоном ($\frac{dV}{dt} > 0$), то $\sin \theta < \sin \theta_{уст}$; $V_y < V_{y\ уст}$, т. е. угол набора и вертикальная скорость набора высоты будут меньше, чем они могли бы быть при установившемся наборе с той же скоростью полета;

если набор высоты происходит с уменьшением скорости ($\frac{dV}{dt} < 0$), то $\sin \theta > \sin \theta_{уст}$ и $V_y > V_{y\ уст}$, т. е. угол наклона траектории набора и вертикальная скорость набора высоты будут больше, чем при установившемся наборе высоты. В этом проявляется закон сохранения энергии.

Уравнения (7.36) и (7.37), справедливые для неустановившегося набора высоты, справедливы и для неустановившегося снижения самолета. Подставляя отрицательные значения угла снижения — $\theta_{сн}$ — и вертикальной скорости — $V_{yc\ сн}$, получим уравнения неустановившегося снижения:

$$\sin \theta_{сн} = -\sin \theta_{уст. сн} - \frac{1}{g} \frac{dV_{сн}}{dt}; \quad (7.38)$$

$$V_y = -V_{y\ уст. сн} - \frac{V}{g} \frac{dV_{сн}}{dt}. \quad (7.39)$$

Из анализа этих уравнений следует:

если снижение происходит с разгоном ($\frac{dV_{сн}}{dt} > 0$), то абсолютные значения угла наклона траектории снижения и вертикальной скорости увеличиваются;

при снижении с торможением ($\frac{dV_{сн}}{dt} < 0$) абсолютные значения угла наклона траектории и вертикальной скорости уменьшаются.

7.3. Поляры скоростей набора высоты и снижения

Поляры скоростей набора высоты и снижения самолета представляют собой годографы вектора скорости прямолинейного установившегося полета при заданном режиме работы силовой установки по траекториям с различными углами наклона (рис. 7.6). Они устанавливают взаимную связь скорости полета (угла атаки), угла наклона траектории, вертикальной и горизонтальной составляющих скорости. Поляры скоростей набора высоты и снижения обычно строят в координатах V_{yg} и V_{xg} , где $V_{yg} = V_y = V \sin \theta$; $V_{xg} = V_x = V \cos \theta$, а $\theta = \arcsin \frac{V_y}{V}$ (рис. 7.6).

Для этого из начала координат проводят векторы установившейся скорости полета, соответствующие различным углам атаки, и их концы соединяют плавной кривой. Угол между вектором скорости и осью абсцисс — соответственно угол набора высоты или снижения. Проекция вектора скорости на ось абсцисс — это горизонтальная скорость полета V_x , а проекция его на ось ординат — вертикальная скорость V_y .

На поляре скоростей набора высоты можно выделить несколько характерных точек:

точка 1 пересечения поляры с осью абсцисс соответствует максимальной скорости горизонтального полета $V_x = V_{г.п \max}$, так как $V_y = 0$;

точка 2 касания поляры и прямой, параллельной оси абсцисс, соответствует наивыгоднейшим значениям угла атаки $\alpha_{нв.н}$, скорости $V_{нв.н}$ и максимальной вертикальной скорости набора $V_{у.н \max}$;

точка 3 касания прямой, проведенной из начала координат, соответствует углу атаки, при котором избыток тяги максимальный (ΔP_{\max})

и, следовательно, угол набора высоты — также максимальный ($\theta_{н \max}$). Эта точка является границей первых (I) и вторых (II) режимов набора высоты. Каждому режиму работы двигателей, полетной массе самолета и высоте соответствует своя поляра. Чем больше режим работы двигателей, тем выше расположена поляра скоростей набора высоты. Самая верхняя поляра соответствует набору высоты на максимальном режиме работы двигателей.

В области, расположенной ниже поляры, полет возможен с разгоном, выше — с уменьшением скорости.

Рис. 7.6. Поляра скоростей набора высоты и снижения

На поляре скоростей снижения можно выделить следующие характерные точки:

точка 4 касания поляры прямой, проведенной из начала координат, соответствующую наивыгоднейшему углу атаки $\alpha_{нв.сн}$, при котором угол наклона траектории минимальный $\theta_{сн \min}$. Скорость установившегося снижения, соответствующая минимальному углу снижения, называется наивыгоднейшей скоростью снижения $V_{нв.сн}$;

точка 5 касания поляры прямой, параллельной оси абсцисс, соответствующую углу атаки $\alpha_{гр}$, который является граничным между первыми и вторыми режимами снижения. Этой точке соответствует минимальная вертикальная скорость снижения.

Для каждого режима работы двигателя, высоты полета, полетной массы существует своя поляра скоростей снижения. Нижней границей поляр скоростей снижения является поляра скоростей планирования, соответствующая режиму нулевой тяги или режиму ПМГ, при котором тяга считается близкой к нулю. В области, расположенной ниже любой из поляр, как и при наборе высоты, возможен полет только с разгоном, а в области, расположенной выше поляры, — с торможением.

Поведение самолета на траектории набора высоты при случайном изменении скорости полета, а также пилотирование самолета практически аналогичны поведению и пилотированию в горизонтальном полете.

При прямолинейном установившемся наборе высоты со скоростью полета $V_{н1}$ и углом наклона траектории $\theta_{н1}$ (рис. 7.7) тяга силовой установки P_n уравновешивает сумму сил $X_a + G \sin \theta_n$. При случайном увеличении скорости полета (например, из-за увеличения скорости встречного ветра) сила лобового сопротивления самолета X_a возрастет и образуется отрицательный избыток тяги ΔP_n , под действием которого скорость самолета будет постоянно уменьшаться до значения $V_{н1}$. При этом увеличится и подъемная сила самолета, самолет начнет набирать высоту. Чтобы сохранить прямолинейность полета (постоянный угол наклона θ_n) пилот должен уменьшить угол атаки. По мере приближения к скорости полета $V_{н1}$ избыток тяги будет стремиться к нулю.

Если при скорости установившегося набора V_1 случайно изменится высота полета, например самолет отклонится от расчетной траектории вниз, то «взятнем» штурвала на себя и фиксацией его в этом положении пилот увеличит угол атаки. В результате возрастут подъемная сила и сила лобового сопротивления, что приведет к искривлению траек-

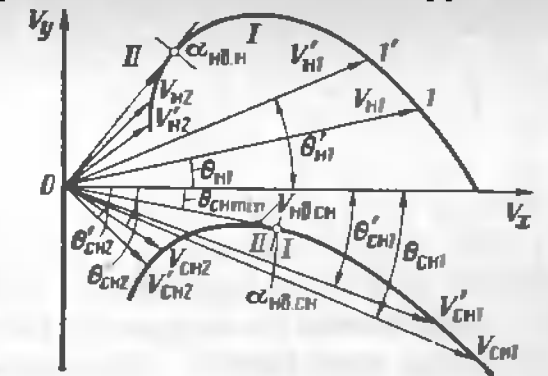


Рис. 7.7. Изменение параметров полета на первых и вторых режимах набора высоты и снижения

тории вверх, увеличится угол наклона траектории θ_n , возрастет сумма сил $X_a + G \sin \theta$. При неизменной тяге силовой установки будет выполняться условие $P_n = X_a + G \sin \theta$, самолет сбалансируется на скорости V_n , несколько меньшей скорости V_{n1} , и при угле наклона θ'_{n1} траектории, несколько большем θ_{n1} . Если отклонение траектории полета вниз от заданной сопровождается увеличением скорости вследствие потери высоты, то после возвращения к заданной траектории скорость полета возвратится к исходной V_{n1} .

При полете на вторых режимах (скорость V_{n2} и углом набора высоты θ_{n2}) появляются особенности поведения самолета и пилотирования. При случайном уменьшении скорости полета и стремлении пилота сохранить заданный угол наклона траектории увеличением угла атаки увеличится сила X_a и угол θ_n , что вызовет появление отрицательного избытка тяги, под действием которого скорость полета еще больше уменьшится.

Если для исправления отклонения самолета вниз от расчетной траектории пилот применит тот же прием, что и на первых режимах полета, т. е. отклонением штурвала на себя увеличит угол атаки, то в первый момент времени, как и на первых режимах полета, подъемная сила самолета, сила лобового сопротивления и угол набора высоты возрастут. Избыток тяги станет отрицательным, скорость полета будет падать, а угол набора высоты уменьшится. Избыток тяги станет равным нулю на какой-то промежуток времени только при скорости полета V'_{n2} и угле θ'_{n2} . Таким образом, при наборе высоты на вторых режимах скорость полета, как и при полете на первых режимах, с уменьшением угла атаки (штурвал «от себя») растет, а с увеличением угла атаки (штурвал «на себя») падает. Увеличение угла атаки (штурвал «на себя») приводит к уменьшению угла наклона траектории, а уменьшение угла атаки — к увеличению угла наклона траектории.

При снижении самолета на первых режимах полета случайное увеличение и уменьшение скорости полета при неизменной тяге силовой установки и стремлении пилота изменением угла атаки поддерживать заданный угол наклона траектории приводят к равновесию сил вдоль оси OX_n , при котором избыток тяги $\Delta P = 0$ на скорости полета $V_{сн1}$.

При случайном отклонении траектории снижения самолета вниз (при этом скорость полета и угол наклона траектории стали больше, чем требуемые) и стремлении пилота вывести самолет на заданную траекторию увеличением угла атаки (штурвал на себя) самолет так же, как и в наборе высоты на первых режимах, придет к установившемуся прямолинейному полету ($\Delta P_{сн} = 0$) при скорости $V_{сн1}$ и угле $\theta_{сн1}$.

При полете на вторых режимах при увеличении угла атаки (отклонением штурвала на себя) равновесие сил ($\Delta P_{сн} = 0$) наступит на скорости $V'_{сн2}$, меньшей расчетной $V_{сн2}$, и угле наклона траектории $\theta'_{сн2}$, большем расчетного $\theta_{сн2}$. Выход на вторые режимы набора высоты и снижения, если они не являются нормальными эксплуатационными режимами самолета, является результатом грубых ошибок экипажа, отказов техники или воздействий ветра. Пилот должен знать

и соблюдать установленные РЛЭ ограничения режимов полета. Чтобы сохранить заданные скорость и угол наклона траектории на вторых режимах, пилот должен внимательно следить за их изменением и при уменьшении скорости увеличивать тягу силовой установки.

Для вывода самолета из вторых режимов полета необходимо уменьшить угол атаки и увеличить скорость. Увеличение скорости возможно путем уменьшения угла атаки (уменьшения c_{y_a}) и потери при этом высоты полета, либо путем увеличения тяги силовой установки. Первый путь не всегда пригоден на малой высоте. Второй путь предпочтительнее.

7.4. Влияние условий эксплуатации на характеристики набора высоты и снижения

Влияние высоты полета. Изменение высоты полета сопровождается соответствующим изменением плотности и температуры наружного воздуха. Это приводит к изменению потребной скорости и потребной мощности горизонтального полета, пропорциональному величине $\sqrt{\rho_1/\rho_2}$, где ρ_1 и ρ_2 плотности воздуха на некоторых высотах H_1 и H_2 . В результате с увеличением высоты потребная скорость $V_{г.п}$ и мощность $N_{г.п}$ горизонтального полета растут, а с уменьшением высоты полета уменьшаются. Потребная тяга $P_{г.п}$ горизонтального полета с изменением высоты полета остается постоянной вплоть до скоростей и высот полета, при которых самолет входит на закритические числа M полета.

Поскольку потребные скорости набора высоты и снижения пропорциональны $V_{г.п}$, то по мере изменения высоты полета потребная скорость набора высоты увеличивается, а потребная скорость снижения уменьшается.

Уменьшение располагаемой тяги и мощности с высотой приводит к уменьшению избытков тяги ΔP_n и мощности ΔN_n и соответствующему уменьшению угла набора высоты (7.16) и вертикальной скорости набора высоты (7.24), что определяет скороподъемность самолета (см. рис. 7.5)

Влияние полетной массы самолета. Изменение полетной массы самолета приводит к соответствующему изменению потребной скорости, которая пропорциональна \sqrt{m} , а также к изменению вертикальной скорости набора высоты (7.24) и угла набора (7.16). Влияние полетной массы самолета на максимальную вертикальную скорость набора высоты и практический потолок хорошо видно из рис. 7.5. При потолке более 11 000 м увеличение полетной массы на 1 % уменьшает практический потолок на 50—70 м, а при потолке менее 10 000 м практический потолок уменьшается на 80—130 м.

Поскольку изменение полетной массы не влияет на аэродинамическое качество самолета, то, согласно формуле (7.21), минимальный угол планирования остается неизменным:

$$\operatorname{tg} \theta_{\text{пл min}} = \frac{1}{K_{\text{пл max}}} \quad (7.40)$$

Современные тяжелые транспортные самолеты в зависимости от массы полезного груза на борту и топлива могут изменить свою массу на 40 ... 60 %, что существенно сказывается на характеристиках набора высоты и снижения.

Влияние температуры наружного воздуха. При неизменном барометрическом давлении изменение температуры наружного воздуха вызывает соответствующее изменение плотности воздуха, а следовательно, изменение приборной скорости (7.6), (7.13) и потребной мощности (7.8), (7.15). Потребная тяга от температуры воздуха не зависит (7.7), (7.14). Кроме того, изменение температуры приводит к соответствующему изменению располагаемой тяги и мощности силовой установки: с увеличением температуры они понижаются, а с понижением растут. Это приводит к уменьшению угла набора высоты и вертикальной скорости с ростом температуры и их увеличению с падением температуры.

Изменение температуры наружного воздуха оказывает влияние на угол снижения и скорость полета (7.17), (7.22), (7.24).

Влияние конфигурации, отказа одного из двигателей, обледенения. Влияние перечисленных эксплуатационных факторов проявляется через изменение силы лобового сопротивления и соответствующие изменения избытка тяги. Увеличение силы лобового сопротивления приводит к увеличению потребной тяги и уменьшению избытка тяги и мощности. В результате время набора высоты и потребная дистанция увеличиваются, а время снижения и потребная дистанция снижения уменьшаются.

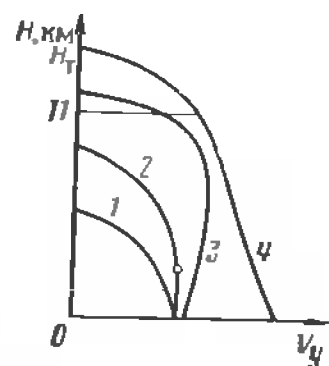


Рис. 7.8. Изменение вертикальной скорости набора с высотой полета для самолетов с различными типами двигателей:

1 — поршневые, невысокие; 2 — поршневые, высокие; 3 — ТВД; 4 — ТРДД

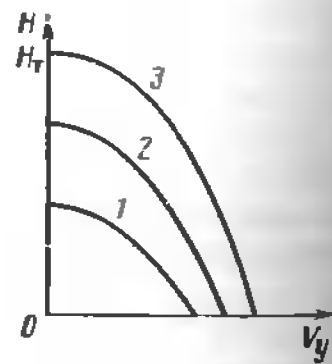


Рис. 7.9. Изменение скорости набора с высотой полета четырехдвигательного самолета:

1, 2, 3 — работают соответственно два, три и четыре двигателя

При отказе одного из двигателей увеличивается не только сила лобового сопротивления, но и уменьшаются располагаемая тяга и мощность.

Влияние режима работы двигателей. Изменение режима работы двигателей вызывает изменение избытков тяги и мощности, а следовательно, угла наклона траекторин и вертикальной скорости. На высотах 4000–7000 м с увеличением тяги силовой установки на 1 % вертикальная скорость увеличивается на 1,5–2 %.

Характер изменения вертикальной скорости набора высоты зависит от типа силовой установки (рис. 7.8) и от числа работающих двигателей (рис. 7.9). Самолет с поршневым двигателем имеет максимальную вертикальную скорость на границе высотности двигателей. Самолет с ТВД с увеличением высоты до некоторого значения увеличивает вертикальную скорость набора. При дальнейшем увеличении высоты вертикальная скорость набора постепенно снижается. Вертикальная скорость самолета с ТРД уменьшается с увеличением высоты полета. Особенно сильно вертикальная скорость набора начинает уменьшаться на высотах более 10 000 м (теоретически на $H \geq 11 000$ м).

Из рис. 7.9 видно, что отказ двигателя приводит к уменьшению скорости набора, высоты, уменьшению теоретического и практического потолков. При отказе двигателя на высоте, большей практического потолка, самолет не может производить набор высоты и снижается. Набор высоты с одним отказавшим двигателем возможен только на высотах меньших $H_{\text{пр}}$.

Влияние ветра. В установившемся полете самолета при встречном и попутном ветре скорость самолета относительно воздуха не изменяется, но увлекаемый воздушной средой, движущейся с некоторой скоростью W относительно поверхности земли, самолет движется относительно земли с путевой скоростью

$$V_{\text{п}} = V \cos \theta \pm W. \quad (7.41)$$

В результате при попутном ветре путевая скорость увеличивается, а при встречном уменьшается. При этом дальность полета соответственно увеличивается или уменьшается (рис. 7.10). Угол набора высоты при встречном ветре увеличивается, а при попутном уменьшается. Время набора заданной высоты и вертикальная скорость от ветра не зависят.

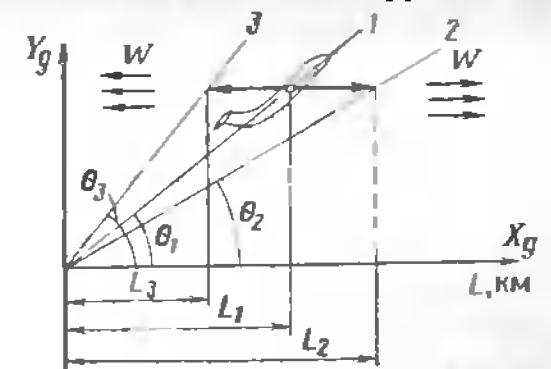


Рис. 7.10. Траектории набора высоты: 1 — шторм; 2 — попутный ветер; 3 — встречный ветер

7.5. Оптимальные режимы набора высоты и снижения

Оптимальные режимы — режимы, которые обеспечивают экстремум какой-либо величины, служащей критерием. Для транспортных самолетов такими критериями могут быть: максимальные скороподъемность и дальность полета, минимальный уровень шума, минимальный расход топлива и т.д.

Режимы набора высоты. Получение траектории максимальной скороподъемности (рис. 7.11, кривая 1) связано с обеспечением максимальной вертикальной скорости набора высоты $V_{у\text{нmax}}$, а следовательно, и минимального времени набора высоты эшелона $H_{\text{эш}}$. Максимальная вертикальная скорость набора высоты возможна при максимальном избытке мощности ΔN_{max} , который достигается при полете на наимыгоднейшей скорости набора высоты $V_{\text{нв.н}}$. С увеличением высоты полета приборная скорость, соответствующая максимальной скороподъемности, как правило, уменьшается или остается постоянной. Причиной этого является смещение максимального избытка мощности в сторону больших углов атаки (меньших скоростей полета) вследствие нелинейности изменения располагаемой мощности с увеличением высоты полета. С уменьшением скорости полета связано и уменьшение приборной скорости. Руководством летной эксплуатации некоторых самолетов набор высоты рекомендуется выполнять на скоростях, больших $V_{\text{нв.н}}$. Это обусловлено необходимостью увеличения запаса по углу атаки на случай воздействия вертикальных порывов.

Скорость полета, которой соответствует максимальная вертикальная скорость набора, практически совпадает со скоростью полета с наименьшей затратой топлива для набора заданной высоты. Получение траектории набора высоты эшелона при условии обеспечения

наибольшей общей дальности полета (кривая 2) требует увеличения скорости полета по сравнению с $V_{\text{нв.н}}$ на 20—50 км/ч. Полет по траектории 2 дает экономию топлива по сравнению с полетом по траектории 1 на ту же дальность, так как самолету, выполняющему полет по траектории 1, после набора высоты эшелона требуется пролететь участок ΔL в горизонтальном полете.

В последние годы одной из острых проблем стала проблема уменьшения уровня шума, создаваемого самолетом на местности при наборе высоты и снижении. Работы по уменьшению уровня шу-

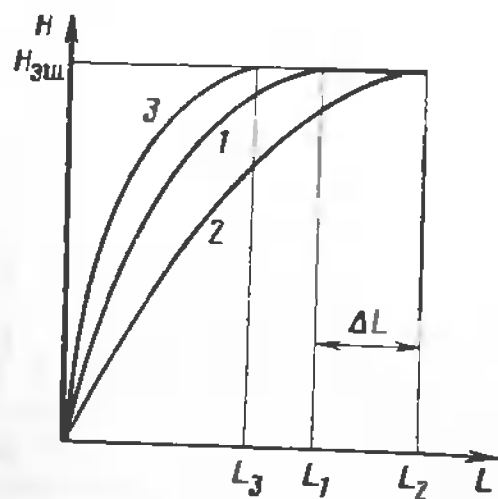


Рис. 7.11 Траектории набора высоты: 1 — максимальная скороподъемность; 2 — наибольшая общая дальность; 3 — максимальный угол набора высоты

ма ведутся по двум основным направлениям: разработка малошумных двигателей и применение различных инженерных способов снижения шума, например, глушителей; разработка методик малошумного взлета и посадки, предусматривающих движение самолета по более крутым траекториям и дросселирование двигателей над контрольными точками.

Уровень шума, воспринимаемого на местности, выражается в нойзах — единицах, обозначаемых PN децибел. Эти единицы учитывают не только излучаемую двигателями акустическую мощность, но и частотный состав шума. «Пределом переносимости» для человека является уровень шума, равный 112 PN децибел. Для получения максимального угла набора высоты необходима скорость полета, на которой избыток тяги максимальный. Но полет с максимальным углом набора в практике летной эксплуатации самолетов гражданской авиации не применяется, так как соответствующая ему скорость является граничной между I и II режимами полета. Поэтому начальный набор высоты осуществляется по крутым траекториям на безопасной скорости, большей, чем граничная (рис. 7.11, кривая 3). Рассмотренный режим рассчитан на набор наибольшей высоты в зоне, непосредственно прилегающей к аэродрому. При этом дросселирование двигателей над точками прослушивания позволяет достигнуть допустимого уровня шума. Для увеличения крутизны траектории набора используют, например, задержку уборки закрылков и полет на наимыгоднейшей скорости набора высоты.

Для конкретных самолетов разрабатывают более сложные методики малошумного взлета (посадки), в которых предусматривают наибольшее снижение режимов работы двигателей, максимальное использование механизации, разгоны самолета на участках, на которых можно допустить повышенный уровень шума.

Режимы снижения. Этот режим выбирают исходя из нескольких условий: обеспечения комфорта пассажиров, уменьшения времени снижения и расхода топлива, невыхода за предельные значения числа M полета.

Для обеспечения жизнедеятельности пассажиров и экипажа в полете на различных высотах в кабине самолета поддерживается необходимое давление воздуха. Для обеспечения работы высотной системы отбирается часть мощности от силовой установки. Согласно медицинским требованиям, установленным из условия комфорта пассажиров, скорость изменения давления в кабине при изменении высоты полета не должна превышать 0,18 мм рт. ст./с. Для обеспечения этого условия снижение с высоты эшелона до безопасной высоты может быть выполнено за время не менее так называемого предельного времени снижения.

Существующие высотные системы могут обеспечить допустимую скорость изменения давления в кабине при снижении с эшелона до высоты 6—7 км за некоторое ограниченное (предельное) время, а с высоты 5—7 км до высоты круга — практически мгновенное снижение. Но такой режим снижения (кривая 1, рис. 7.12) неприемлем по условиям

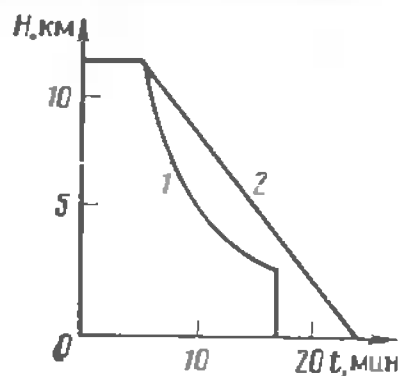


Рис. 7.12. Барограмма снижения самолета с высоты эшелона:

1 — теоретическая, построенная с учетом возможностей высотной системы; 2 — практически осуществимая

Следовательно, максимально возможный угол снижения обеспечивается при минимальной тяге двигателей и максимальном сопротивлении самолета. С этой целью при переходе на режим экстремного снижения устанавливается режим работы двигателей, соответствующий малому газу, и при необходимости выпускаются шасси, гасители подъемной силы, тормозные щитки. Для выпуска шасси необходимо уменьшить скорость полета до значения, определяемого из условия прочности конструкции. При гашении скорости полета вертикальная скорость уменьшается, но после выпуска шасси вследствие роста лобового сопротивления она увеличивается и общее время снижения уменьшается.

Пилоту следует помнить, что ввод в режим экстремного снижения должен проводиться плавно, перегрузки не должны быть менее установленных РЛЭ. Резкий ввод в снижение может привести к выходу за предельное число M полета, а создание отрицательной или близкой к ней перегрузки заставляет впоследствии отклонять штурвал на себя, уменьшая тем самым вертикальную скорость снижения и увеличивая перегрузки. Вывод из режима снижения должен быть плавным, чтобы не превысить допустимые эксплуатационные перегрузки, устанавливаемые РЛЭ из условия комфорта пассажиров и прочности конфигурации. Необходимо также помнить, что при больших вертикальных скоростях снижения запаздывание в показаниях барометрических высотомеров достигает 150—250 м. Если этого не учитывать, может возникнуть критическая ситуация. Для каждого типа самолета разработаны схемы снижения с учетом перечисленных особенностей.

Выбирая режимы снижения, следует стремиться повысить экономичность полета, которая определяется часовым расходом топлива и временем полета. Для увеличения вертикальной скорости снижения на больших высотах необходимо увеличить режим работы двигателя (чтобы обеспечить работу высотной системы самолета). Это приводит к

прочности, устойчивости и управляемости самолета, а также комфорта пассажиров. Практически снижение осуществляется в соответствии с кривой 2. При возникновении аварийных ситуаций появляется необходимость снижения за минимально возможное (предельное) время. Такое снижение называется экстремным. Снижение за минимальное время возможно при максимально допустимой вертикальной скорости с максимально возможным углом наклона траектории.

Из формулы (7.17) следует, что угол наклона траектории при постоянной скорости

$$\theta_{\text{сн}} = \arcsin \frac{X_a - P}{G} \quad (7.12)$$

увеличению часового расхода топлива и уменьшению времени снижения. При уменьшении времени снижения расход топлива может оказаться меньшим, чем при полете в режиме полетного малого газа.

Дополнительная литература

[2], с. 290—303; [3] с. 54—71; [9], с. 92—129 [10], с. 290—303

Контрольные вопросы

1. Определите значения нормальной скоростной и тангенциальной перегрузок при установившемся прямолинейном наборе высоты с $\theta_{\text{н}} = 30^\circ$ и установившемся планировании с $\theta_{\text{пл}} = -30^\circ$.
2. Дайте обоснование влияния условий эксплуатации на характеристики набора высоты.
3. Что называется наиболее выгодной скоростью набора высоты и снижения? Укажите точки на полярах, соответствующие им.
4. В чем отличия теоретического и практического потолков самолета?
5. Дайте обоснование основным режимам набора высоты.
6. Охарактеризуйте основные режимы снижения самолета.
7. Как влияет ветер на характеристики набора высоты и снижения?
8. Объясните поведение самолета и особенности пилотирования во вторых режимах набора высоты и снижения.
9. Как влияет повышение температуры наружного воздуха на практический потолок?
10. Определить требуемую скорость набора высоты с углом атаки α , если требуемая скорость горизонтального полета 520 км/ч, угол наклона траектории $\theta_{\text{н}} = 10^\circ$. Ответ: $V_{\text{н}} = 512$ км/ч.
11. Рассчитать угол набора высоты самолета с полетной массой 16 000 кг, если избыток тяги двигателей $\Delta P_{\text{н}} = 22 000$ Н. Ответ: $\theta = 8^\circ$.
12. Определить наиболее выгодную скорость набора высоты, если $c_{y_{\text{анв-н}}} = 1,3$; $G = 240 000$ Н и $S = 80$ м² ($H = 0$, $\rho = 1,225$ кг/м³). Ответ: $V_{\text{нв-н}} = 300$ км/ч (72 м/с).
13. Самолет планирует с высоты 2000 м с углом атаки, которому соответствует аэродинамическое качество $K = 17$. Какова дальность планирования? Ответ: $L_{\text{пл}} = 34$ км.

Глава 8

КРИВОЛИНЕЙНЫЙ ПОЛЕТ САМОЛЕТА

8.1. Криволинейный полет в горизонтальной плоскости

В общем случае полет самолета имеет пространственный характер. Из сложного пространственного криволинейного движения наибольший интерес представляет полет по криволинейным траекториям в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Криволинейное движение в горизонтальной и вертикальной плоскостях имеет самостоятельное значение, но изучение элементов этих частных случаев позволяет перейти к более общему случаю криволинейного движения по пространственным траекториям.

Из механики известно, что для осуществления криволинейного движения тела к его центру масс необходимо приложить центростремительную силу $F_{ц}$, которая связана с массой m , скоростью V и радиусом кривизны траектории r соотношением:

$$F_{ц} = m V^2 / r. \quad (8.1)$$

Изменяя значение и направление центростремительной силы, можно осуществить движение тела по различным криволинейным траекториям.

Криволинейный полет самолета в горизонтальной плоскости с поворотом траектории на 360° называется *виражом*. Если угол поворота траектории меньше 360° , то такой маневр называют *разворотом*. В практике летной эксплуатации виражи и развороты обычно выполняют с креном при угле скольжения, равном или близком к нулю. При рассмотрении криволинейного полета в горизонтальной плоскости нас в первую очередь интересует центростремительная сила, которая искривляет траекторию. В общем случае она представляет собой алгебраическую сумму проекций тяги P и составляющих аэродинамической силы планера \vec{R}_A (подъемная сила Y_a и боковая сила Z_a) на ось Z_k траекторной системы координат.

Если полет выполняется со скольжением без крена (рис. 8.1, а), то траектория искривляется под действием центростремительной силы

$$F_{ц} = Z_a - P \sin \beta, \quad (8.2)$$

приложенной к центру масс и направленной по радиусу к центру кривизны траектории.

При вираже с креном без скольжения (рис. 8.1, б) центростремительная сила представляет собой проекцию подъемной силы на ось OZ_k траекторной системы координат

$$F_{ц} = Y_a \sin \gamma_a. \quad (8.3)$$

При вираже с креном и скольжением (рис. 8.1, в) центростремительная сила

$$F_{ц} = Z_a \cos \gamma_a + Y_a \sin \gamma_a - P \sin \beta \cos \gamma_a. \quad (8.4)$$

Угол скольжения β может быть *внешним* (скольжение выполняется на внешнее по отношению к траектории полукрыло) или *внутренним* (на внутреннее по отношению к траектории полукрыло). В первом случае скольжение увеличивает центростремительную силу, во втором — уменьшает.

Систему уравнений движения центра масс самолета при выполнении наиболее распространенного в практике виража с креном без скольжения (см. рис. 8.1, б) можно получить проектированием векторов, входящих в векторное уравнение (6.1), на оси траекторной (скоростной) системы координат. Динамические уравнения имеют вид

$$m \frac{dV}{dt} = P - X_a; \quad 0 = Y_a \cos \gamma_a - G; \quad -m V \omega_{y_k} = Y_a \sin \gamma_a. \quad (8.5)$$

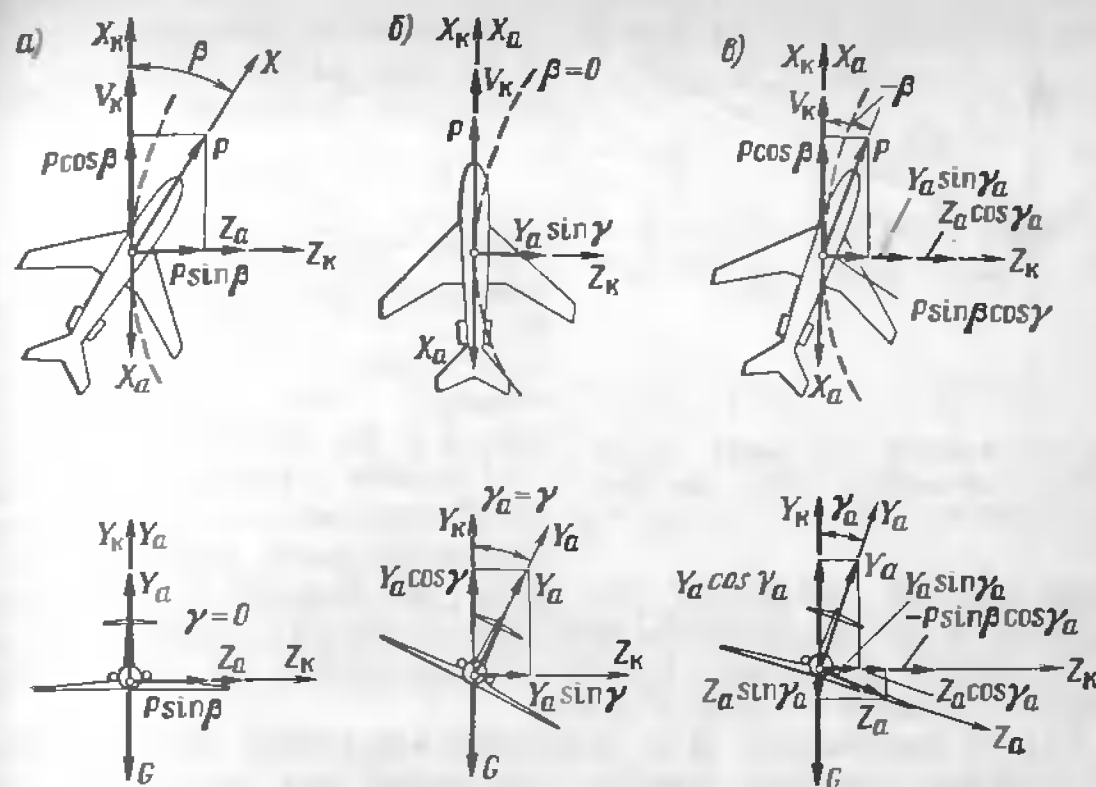


Рис. 8.1. Схема сил, действующих на самолет при вираже (развороте): а — без крена со скольжением на внешнее полукрыло; б — с креном без скольжения; в — с креном и скольжением на внешнее полукрыло

Знак минус в левой части третьего уравнения системы (8.5) объясняется тем, что угловая скорость $\omega_{y_k} = \frac{V}{r} < 0$ (здесь r — радиус кривизны траектории).

Вираж, выполняемый с постоянным креном без скольжения и с постоянной скоростью, называется *правильным*. Для правильного виража система (8.5) преобразуется к виду:

$$\begin{aligned} 0 &= P - X_a; \\ 0 &= Y_a \cos \gamma_a - G; \\ -m V \omega_{y_k} &= Y_a \sin \gamma_a. \end{aligned} \quad (8.6)$$

Система (8.6) позволяет полностью проанализировать движение самолета при правильном вираже и рассчитать все его характеристики. Поделив обе части второго уравнения системы (8.6) на G , получим формулу для расчета нормальной перегрузки при вираже

$$n_y \approx n_{y_a} = \frac{Y_a}{G} = \frac{1}{\cos \gamma_a}, \quad (8.7)$$

из которой следует, что при $\gamma_a = \gamma = 0 \cos \gamma < 1$ и нормальная перегрузка при вираже с креном без скольжения $n_y > 1$. Нормальная перегрузка не зависит от типа самолета и определяется только углом крена.

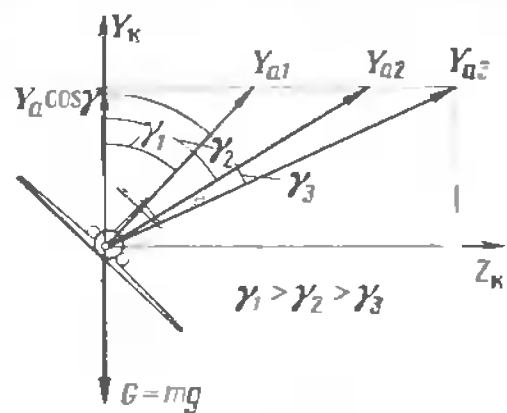


Рис. 8.2. Влияние угла крена на необходимую подъемную силу самолета при правильном вираже

Из второго уравнения системы (8.6) можно найти *потребную подъемную силу на вираже*

$$Y_B = \frac{G}{\cos \gamma} = G n_y. \quad (8.8)$$

Отсюда следует, что для выполнения правильного виража подъемная сила Y_B должна превышать силу тяжести G в n_y раз. Зависимость (8.8) иллюстрируется рис. 8.2, из которого видно, что при вираже (развороте) силу тяжести G уравновешивает только часть подъемной силы, равная $Y_a \cos \gamma$.

Таким образом, чем больше угол крена, тем большая подъемная сила необходима для выполнения правильного виража. При неизменной высоте полета увеличения подъемной силы можно достичь увеличением угла атаки α и скорости полета.

Если в зависимость (8.8) подставить выражение подъемной силы Y_a , то можно получить формулу *потребной* для выполнения правильного виража *скорости*

$$V_B = \sqrt{\frac{2G n_y}{c_{y_{aB}} \rho S}} \quad (8.9)$$

При условии, что $c_{y_{aB}} = c_{y_{aГ.П}}$, получим

$$V_B = V_{Г.П} \sqrt{n_y}. \quad (8.10)$$

т. е. потребная для выполнения правильного виража скорость в $\sqrt{n_y}$ раз больше скорости горизонтального полета.

Из первого уравнения системы (8.6) получим, что *потребная* для выполнения правильного виража *тяга* силовой установки

$$P_B = X_a = c_{x_a} \frac{\rho V_B^2}{2} S = c_{x_a} \frac{\rho V_{Г.П}^2}{2} S n_y. \quad (8.11)$$

При условии, что $c_{x_{aB}} = c_{x_{aГ.П}}$, получим

$$P_B = P_{Г.П} n_y. \quad (8.12)$$

Потребная для выполнения виража тяга больше потребной тяги горизонтального полета в n_y раз.

Поделив первое уравнение системы (8.6) на второе, получим формулу для расчета потребной тяги:

$$P_B = \frac{G}{K} n_y. \quad (8.13)$$

Если вираж выполняется при $c_{y_{aB}} = c_{y_{aГ.П}}$ и $c_{x_{aB}} = c_{x_{aГ.П}}$, то

$$N_B = P V_B = P_{Г.П} n_y V_{Г.П} \sqrt{n_y} = N_{Г.П} n_y^{3/2}. \quad (8.14)$$

Потребная мощность для выполнения виража больше потребной мощности горизонтального полета в $n_y^{3/2}$ раза. С учетом (8.13)

$$N_B = P_B V_B = \frac{G V_B}{K} n_y. \quad (8.15)$$

Из уравнения (8.6) с учетом (8.1), а также известной из тригонометрии зависимости $\sin^2 \gamma + \cos^2 \gamma = 1$, найдем радиус, время, путь самолета на вираже и развороте:

$$\begin{aligned} r_B &= \frac{V_B^2}{g \operatorname{tg} \gamma} = \frac{V_B^2}{g \sqrt{n_y^2 - 1}}; \\ L_B &= 2\pi r_B; \quad L_\Phi = r_B \Phi; \\ t_B &= L_B / V_B; \quad t_\Phi = L_\Phi / V_B. \end{aligned} \quad (8.16)$$

где φ — угол разворота.

Выполнение правильного виража требует от пилота постоянного контроля и выдерживания заданных скорости полета, высоты, нулевого угла скольжения, обеспечения координированного отклонения органов управления.

8.2. Предельные виражи

Виражи, выполняемые с минимально и максимально допустимыми скоростями, максимально допустимыми перегрузками и располагаемой тягой (мощностью), называются предельными для заданной высоты полета. Область допустимых на заданной высоте полета виражей, а также границы предельных виражей удобно рассмотреть на кривых Жуковского, построенных для виражей, выполняемых с различными нормальными перегрузками (углами крена). Если считать, что скорости полета соответствуют числам $M < M_*$, а кривые Жуковского для установившегося прямолинейного горизонтального полета на заданной высоте известны, то кривые Жуковского для правильного виража на той же высоте можно построить на основании зависимостей (8.10, 8.12, 8.14) для каждого заданного значения перегрузки.

Кривые Жуковского для прямолинейного установившегося горизонтального полета и правильного виража с бесконечно большим радиусом совпадают, так как в обоих случаях $\gamma = 0$ и $n_y = 1$. Задаваясь различными значениями нормальной перегрузки, по формулам (8.10, 8.12 и 8.14) можно рассчитать значения величин V_B , P_B , N_B для горизонтального полета. С увеличением нормальной перегрузки от $n_y = 1$ кривая Жуковского по тяге $P_B(V)$ для виража с бесконечным радиусом будет смещаться вправо (вдоль оси скоростей) пропорционально величине $\sqrt{n_y}$ в соответствии с формулой (8.10) и вверх (вдоль оси тяг) пропорционально величине n_y в соответствии с формулой (8.12). Кривая Жуковского по мощности $N_B(V)$ будет смещаться вправо пропорционально $\sqrt{n_y}$ в соответствии с формулой (8.12) и вверх пропор-

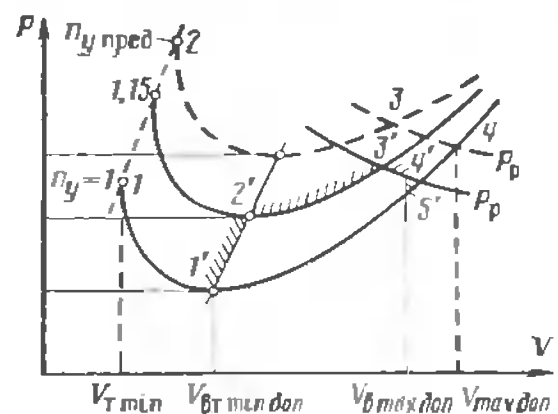


Рис. 8.3. Эксплуатационные ограничения допустимых режимов полета при правильном вираже ($H, m = \text{const}$)

минимально допустимая скорость прямолинейного горизонтального полета $V_{\text{min доп}}$, в соответствии с которой по формуле

$$V_{\text{в т min доп}} = V_{\text{min доп}} \sqrt{n_y}$$

рассчитывается минимально допустимая скорость виража. Линией ограничения минимальной скорости полета на вираже будет линия $1' - 2'$.

Ограничение виража по перегрузке определяется кривой $P_v(V) = P_{г.п}(V)n_{y \text{ доп}}$, соответствующей максимально допустимой эксплуатационной перегрузке (линия 2—3). Однако из условия обеспечения комфорта пассажиров, согласно ЕНЛГС, на виражах и разворотах угол крена не должен превышать 30° . Этому углу крена соответствует нормальная перегрузка $n_{y \text{ доп}} = 1,15$. Это требование существенно сужает область допустимых виражей (разворотов), а ограничение по перегрузке (по углу крена) устанавливается линией $2' - 3'$. С увеличением скорости и высоты полета возможности выполнения виражей ограничиваются располагаемыми значениями тяги и мощности, которые, согласно РЛЭ, должны быть меньше, чем $N_{\text{взл}}$. Поэтому линией ограничения выполнения правильных виражей по располагаемой тяге и мощности являются не кривые 3—4, а кривые $3' - 4'$.

Максимальная скорость полета на вираже ограничивается из условия $V_{\text{в т max доп}} = V_{\text{max доп}} \sqrt{n_y}$, где $V_{\text{max доп}}$ — максимально допустимая скорость полета, устанавливаемая РЛЭ. Линией ограничения по максимально допустимой скорости является $4' - 5'$. Таким образом, линия $1' - 2' - 3' - 4' - 5'$ ограничивает область возможных виражей пассажирских самолетов. Виражи, выполняемые с граничными значениями скорости, перегрузки и располагаемой тяги (мощности), являются *предельными*.

Наибольший практический интерес представляет предельный правильный вираж с минимальным радиусом. Его параметры соответствуют точке $2'$. Согласно выражениям (8.16), при $n_y = 1,15$, $\gamma = 30^\circ$

ционально $n_y^{3/2}$ в соответствии с формулой (8.14).

С увеличением нормальной перегрузки минимально допустимые теоретические скорости виража $V_{\text{в.т. min}} = V_{\text{T. min г.п}} \sqrt{n_y}$ также будут увеличиваться. Если соединить точки $V_{\text{в.т. min}}$ при различных перегрузках, то получим линию $1-2$ (рис. 8.3), являющуюся геометрическим местом точек, соответствующих минимальной теоретической скорости виражей $V_{\text{в.т. min}}$. Для обеспечения безопасности полетов РЛЭ устанавливается мини-

значение максимального радиуса виража $r_{\text{в.т. min}} \approx 0,206 V_{\text{min доп}}$. Границы возможных виражей зависят от высоты полета. Так как с увеличением высоты диапазон скоростей полета сужается, располагаемые тяги (мощности) уменьшаются, а потребные тяги (мощности) увеличиваются, то область предельных виражей сужается, и вблизи теоретического потолка она стягивается практически в точку. При этом перегрузка $n_y \approx 1$, а $\gamma = 0$, т. е. выполняется вираж с бесконечно большим радиусом — горизонтальный полет.

8.3. Криволинейный полет в вертикальной плоскости

Криволинейное движение в вертикальной плоскости наблюдается обычно при переводе самолета после отрыва от ВПП в набор высоты, из набора высоты в горизонтальный полет, из горизонтального полета в снижение, из снижения — в горизонтальный полет и т.п.

Для искривления траектории полета в вертикальной плоскости пилот при нейтральном положении элеронов ($\gamma = 0$) и постоянном курсе ($\psi = \text{const}$) берет штурвал на себя, если траекторию нужно искривить вверх, или отдает его от себя, если траекторию необходимо искривить вниз. Отклонение руля высоты создает аэродинамический управляющий продольный момент, под действием которого самолет начинает поворачиваться относительно оси OZ связанной системы координат, что вызывает соответствующее изменение угла атаки и подъемной силы самолета. Равновесие между подъемной силой и силой тяжести (рис. 8.4) нарушается и под действием центростремительной силы $F_{ц} = Y_n G \cos \theta$, представляющей собою разность между подъем-

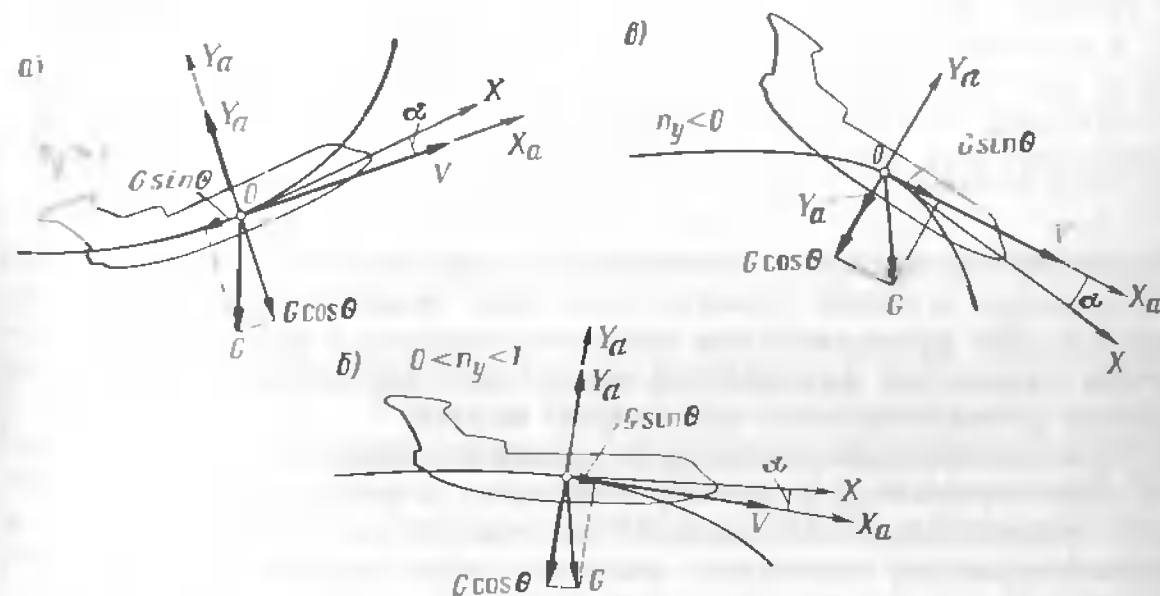


Рис. 8.4. Силы, действующие на самолет при криволинейном движении в вертикальной плоскости
а — переход из горизонтального полета в набор высоты; б и в — переход из горизонтального полета в снижение при $\alpha > \alpha_0$ и $\alpha < \alpha_0$ соответственно

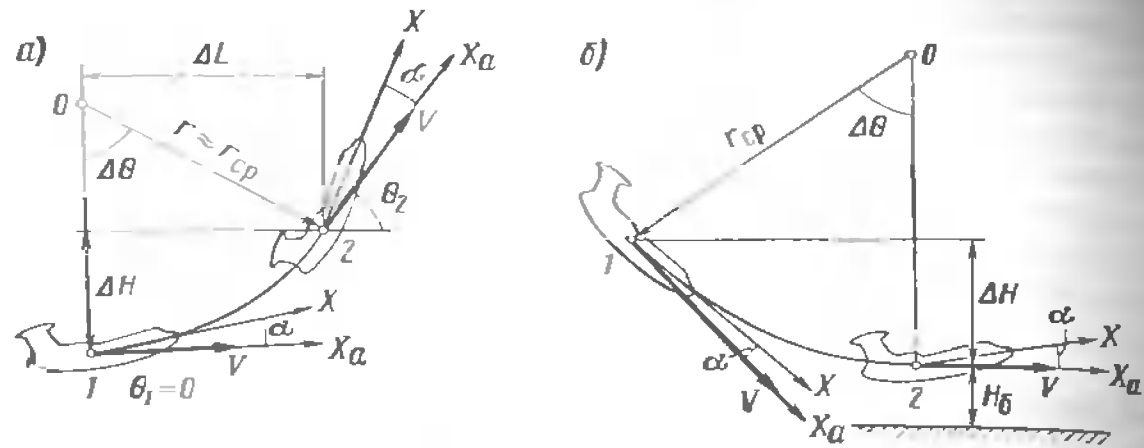


Рис. 8.5. Характеристики траектории при маневре самолета в вертикальной плоскости:

а — при переходе из горизонтального полета в набор высоты; б — при переходе из снижения в горизонтальный полет

ной силой и составляющей силы тяжести, самолет искривляет траекторию движения в вертикальной плоскости. Продольная $n_x = n_{x_0}$ и нормальная $n_y = n_{y_0}$ перегрузки, действующие на самолет, изменяются в зависимости от угла атаки и режима работы двигателя.

В проекциях на оси траекторной (скоростной) системы координат уравнения движения центра масс самолета в вертикальной плоскости имеют вид:

$$m \frac{dV}{dt} = P - X_a - G \sin \theta; \quad m V \frac{d\theta}{dt} = Y_a - G \cos \theta. \quad (8.17)$$

Первое уравнение системы (8.17) характеризует изменение скорости в процессе выполнения маневра в вертикальной плоскости, а второе — изменение угла наклона траектории.

Как следует из второго уравнения (8.17), искривление траектории происходит под действием центростремительной силы

$$F_{ц} = Y_a - G \cos \theta,$$

создаваемой вследствие изменения соотношения между подъемной силой самолета и силой тяжести (за счет нормальной перегрузки), рис. 8.5. При криволинейном движении самолета в вертикальной плоскости изменяется фактический угол атаки вследствие набегания на самолет дополнительного воздушного потока.

При маневре по восходящей криволинейной траектории (рис. 8.5, а) фактический угол атаки уменьшается, а при маневре по нисходящей — увеличивается. Изменение фактического угла атаки приводит к соответствующему изменению лобового сопротивления. При выполнении маневра по восходящей криволинейной траектории, как следует из второго уравнения системы (8.17), избыток тяги (разность между фактической тягой силовой установки P и суммой сил лобового сопротивления X_a и составляющей силы тяжести $G \sin \theta$) может уменьшить

ся вследствие увеличения угла наклона траектории θ . При этом скорость полета также уменьшится.

При выполнении маневра по нисходящей траектории (рис. 8.5, б) избыток тяги уменьшается за счет роста силы лобового сопротивления при увеличении угла атаки и уменьшении угла наклона вектора скорости, а также за счет увеличения силы лобового сопротивления при изменении конфигурации (например, при выпуске шасси, отклонении закрылков).

Системы дифференциальных уравнений движения (8.17) решаются методами численного интегрирования. Для грубых расчетов существует ряд эмпирических зависимостей, полученных из этих уравнений. При этом используют средние значения параметров движения: радиуса кривизны траектории r_{cp} , скорости движения V_{cp} нормальной перегрузки $n_{y_{cp}}$, угла наклона траектории θ_{cp} .

Среднее значение скорости при вертикальном маневре

$$V_{cp} = \frac{1}{2} (V_1 + V_2),$$

где V_1 и V_2 — скорости самолета соответственно в начале и конце маневра (точки 1 и 2, рис. 8.5).

Аналогично рассчитываются средние значения нормальной перегрузки $n_{y_{cp}}$. По известному значению скорости V_{cp} и нормальной перегрузки $n_{y_{cp}}$ из второго уравнения системы (8.17) можно определить средний радиус кривизны траектории:

$$r_{cp} = \frac{V_{cp}^2}{g (n_{y_{cp}} - 1)}. \quad (8.18)$$

Изменение высоты ΔH при выполнении маневра в вертикальной плоскости определяется по формуле

$$\Delta H \approx \frac{V_{y_{сн}}^2}{2g \Delta n_y}, \quad (8.19)$$

где $V_{y_{сн}}$ — вертикальная скорость снижения; Δn_y — приращение нормальной перегрузки на маневре.

Время выполнения маневра и дистанцию маневра рассчитывают по следующим зависимостям:

$$t = \frac{r_{cp} |\Delta \theta|}{V_{cp}} \quad \text{и} \quad \Delta L = r_{cp} \sin |\Delta \theta|. \quad (8.20)$$

Из формул (8.18), (8.19) и (8.20) следует, что с увеличением скорости полета V_{cp} и вертикальной скорости снижения $V_{y_{сн}}$ и изменения угла наклона траектории потеря высоты ΔH и дистанция ΔL маневра возрастают. Уменьшить их возможно путем увеличения нормальной перегрузки n_y и уменьшения скоростей V и $V_{y_{сн}}$.

При выводе самолета из снижения, особенно когда скорость полета велика, необходимая для выполнения маневра высота ΔH (потеря высоты) может быть значительной. В связи с этим вывод самолета из сни-

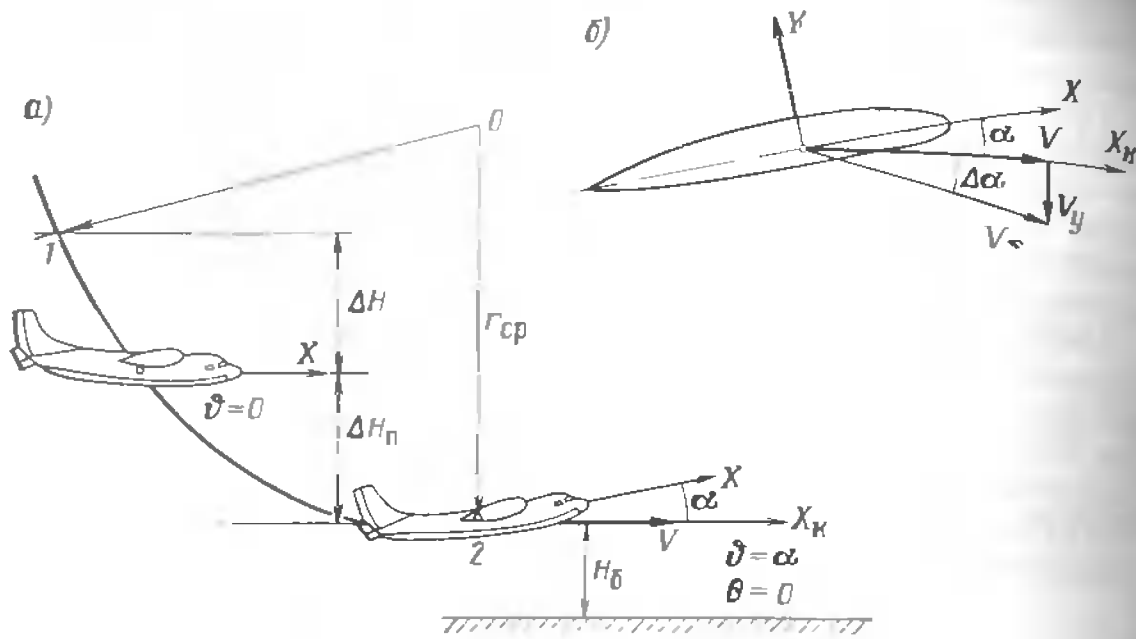


Рис. 8.6. Просадка самолета при переходе из снижения в горизонтальный полет (а) и увеличение угла атаки при маневре (б)

жения необходимо начинать на высоте H с таким расчетом, чтобы он был закончен на безопасной высоте: $H = H_0 - \Delta H$. В практике летной эксплуатации встречается термин «просадка», под которым понимается потеря высоты $\Delta H_{\text{п}}$ от момента, когда продольная ось самолета займет горизонтальное положение ($\vartheta = 0$) до момента, когда самолет перейдет в горизонтальный полет ($\vartheta = \alpha$), рис. 8.6, а. При выводе из снижения (особенно на больших скоростях полета, например, при экстренном снижении) необходимо учитывать запаздывание показаний высотомера, а также увеличение эффективного угла атаки на величину $\Delta\alpha$ за счет вертикальной скорости V_y (рис. 8.6, б). Увеличение угла атаки за пределы $\alpha_{\text{ТР}}$ вызывает срыв воздушного потока на крыле. При выводе из снижения не рекомендуется допускать скольжение и крен, так как то и другое приводит к нарушению симметричности обтекания самолета, возникновению дополнительных аэродинамических моментов, усложнению пилотирования, повышению лобового сопротивления, потере скорости.

8.4. Боковой S-образный предпосадочный маневр

При заходе на посадку для устранения боковых линейных и угловых отклонений самолета от осевой линии ВПП выполняют боковой S-образный маневр. Он осуществляется обычно при посадочной конфигурации самолета и сравнительно малой скорости, что приводит к ухудшению управляемости. Маневр выполняется на малой и непрерывно уменьшающейся высоте при непрерывном изменении показа-

ний всех приборов, дефиците времени, что осложняет его выполнение.

Возможны три основных случая положения самолета относительно осевой линии ВПП (рис. 8.7): самолет находится левее или правее осевой линии ВПП на расстоянии z_s при нулевом угловом отклонении (рис. 8.7, а); самолет находится на осевой линии, но движется под некоторым углом ψ_s к ней (рис. 8.7, б); самолет отклонен от осевой линии ВПП на величину z_s в боковом направлении и движется под углом ψ_s к ней (рис. 8.7, в). Последний случай является наиболее сложным.

Боковой S-образный маневр выполняют путем двух последовательных координированных разворотов (с креном без скольжения). Наличие скольжения при маневре повышает лобовое сопротивление самолета, что приводит к потере скорости, увеличивает вероятность выхода самолета на большие углы атаки. Так как $Y_a > P$, то эффективность скольжения в создании боковой центростремительной силы значительно меньше, чем эффективность крена (см. рис. 8.1). Из этого можно сделать обоснованный вывод о недопустимости скольжения при выполнении маневра. При расчете характеристик маневра используют эмпирические зависимости, получаемые из уравнений криволиней-

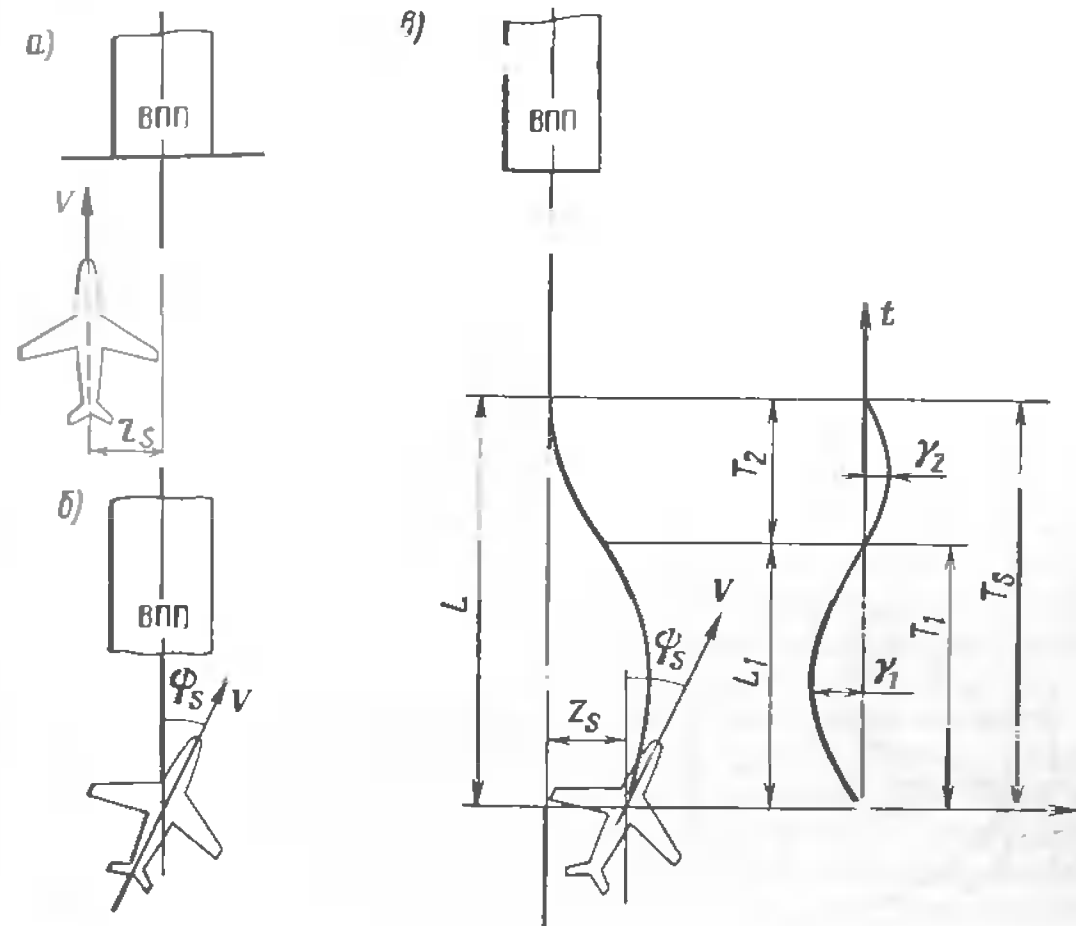


Рис. 8.7. Возможные отклонения самолета от оси ВПП при заходе на посадку

ного полета в горизонтальной плоскости (8.5). Руководствами по летной эксплуатации ограничиваются допустимые боковые и угловые отклонения самолета от осн ВПП а также высота для безопасного выполнения маневра.

8.5. Пространственное маневрирование самолета

Основным видом пространственного движения самолета является движение по восходящей и нисходящей спирали. Если спираль выполняется с постоянным углом крена и постоянным углом наклона вектора скорости к горизонту, то такая спираль называется правильной. Траекторию правильной спирали можно сравнить с винтовой линией постоянного радиуса $r_{сп}$ и постоянного шага $\Delta H_{сп}$. Радиусом спирали называется перпендикуляр из любой точки спирали до осевой линии спирали, шагом спирали — изменение высоты за один виток (рис. 8.8). Вектор скорости центра масс самолета, движущегося по правильной спирали, постоянно изменяет направление, сохраняя неизменным угол наклона траектории и вектор скорости. Если рассматривать движение самолета по спирали за короткий промежуток времени, считая, что радиус спирали достаточно велик, то движение можно принять прямолинейным по наклонной траектории. В этом случае скорость движения определяется зависимостью (8.9). Условие

сохранения постоянства угла наклона вектора скорости к горизонту θ , как следует из рис. 8.8, следующее:

$$Y_a \cos \gamma - G \cos \theta = 0. \quad (8.21)$$

Отсюда можно найти зависимость между углом крена, нормальной перегрузкой и углом наклона вектора скорости при движении по правильной спирали:

$$n_y = \cos \theta / \cos \gamma. \quad (8.22)$$

Условием сохранения постоянства величины скорости при выполнении правильной спирали является равенство тяги двигателей и сил сопротивления движению:

$$P - X_a - G \sin \theta = 0 \quad (8.23)$$

Равенство (8.23) достигается подбором соответствующего режима работы двигателей.

При выполнении правильной спирали вертикальная составляющая скорости $V_y = V \sin \theta$ остается постоянной по величине и направлению. Горизонтальная составляющая скорости $V_x = V \cos \theta$ постоянно меняет направление, сохраняя неизменной величину. Искривление траектории в горизонтальной плоскости происходит под действием центробежной силы

$$F_{ц} = \frac{m (V \cos \theta)^2}{r_{сп}} = Y_a \sin \gamma. \quad (8.24)$$

Подставив в (8.24) вместо величины Y_a ее значение, полученное из (8.22), получим радиус правильной спирали

$$r_{сп} = \frac{V^2 \cos \theta}{g \operatorname{tg} \gamma} \quad (8.25)$$

Угловую скорость движения относительно оси спирали можно найти как отношение горизонтальной скорости полета к радиусу спирали

$$\omega_{сп} = \frac{V \cos \theta}{r_{сп}} = \frac{g \operatorname{tg} \gamma}{V}. \quad (8.26)$$

Выполнение правильной восходящей или нисходящей спирали требует от пилота повышенного внимания и мастерства. Пилот должен постоянно следить за пространственным положением самолета по наземным ориентирам и приборам, правильно сочетать нормальную перегрузку, угол крена и угол наклона траектории, следить за постоянством приборной и вертикальной скорости. Необходимо помнить, что для ввода самолета в восходящую или нисходящую спираль сначала следует создать необходимый угол наклона траектории θ , а затем угол крена γ . Скорость полета в процессе выполнения спирали поддерживается постоянной при неизменном режиме работы двигателей подбором угла наклона траектории θ при постоянном угле крена, либо подбором угла крена при постоянном θ , либо одновременным изменением углов θ , γ и нормальной перегрузки n_y . При выводе самолета из спирали

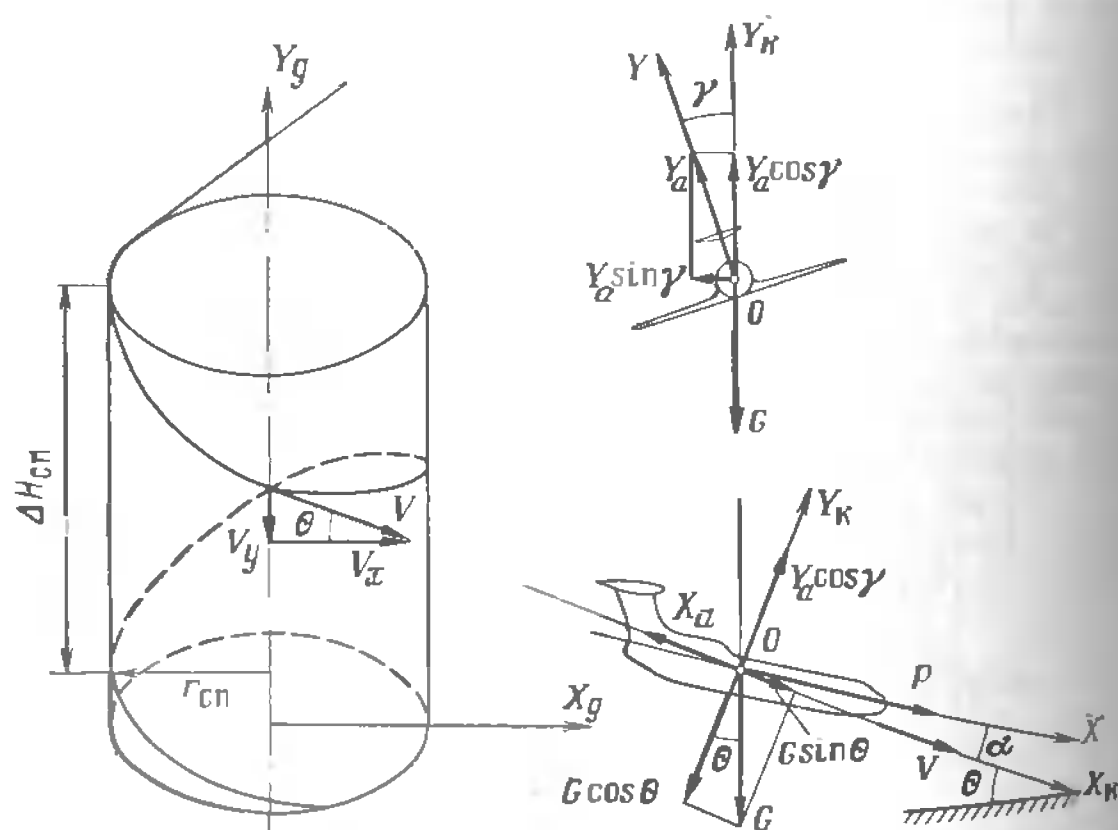


Рис. 8.8. Схема сил действующих на самолет при полете по нисходящей спирали

необходимо сначала убрать крен, а затем вывести самолет в горизонтальный полет.

При отказе двигателя, приборов или при ошибках в пилотировании движение самолета по спирали становится неустановившимся. При несходящей спирали в этом случае растет вертикальная скорость. Наличие крена способствует ее увеличению, поэтому всегда при сомнительном поведении самолета на спирали необходимо прежде всего уменьшить крен. Появление угла скольжения приводит к возникновению дополнительных сил и моментов, связанных с несимметричным обтеканием самолета. При этом увеличивается лобовое сопротивление, уменьшается скорость полета, возникает необходимость в дополнительных управляющих воздействиях. Опытные пилоты стараются не допускать появления скольжения. Заметим, что нарушение режима установившегося полета по спирали, например нарушение равенства между тягой силовой установки и лобовым сопротивлением ($P_p = X_a$), приводит к изменению скорости полета, что, в свою очередь вызывает нарушение равенства сил в вертикальной плоскости $Y_a \cos \gamma = G \cos \theta$ и приводит к скольжению самолета на опущенное полукрыло.

Дополнительная литература

[2], с. 304–330; [6], с. 104–114; [10], с. 79–94

Контрольные вопросы

1. Что является условием для искривления траектории полета? Изобразите схему сил, действующих на самолет при правильном развороте.
2. Сравните схемы сил, действующих на самолет при развороте со скольжением без крена и с креном.
3. Что называется предельным виражом? Объясните эксплуатационные ограничения на вираже.
4. Объясните влияние эксплуатационных факторов на характеристики виража (разворота).
5. Изобразите схему сил, действующих на самолет при криволинейном движении в вертикальной плоскости с перегрузкой больше единицы.
6. Изобразите схему сил, действующих на самолет при криволинейном движении в вертикальной плоскости с перегрузкой меньше единицы. На каких участках траектории полета реализуется такая схема сил?
7. Сформулируйте и дайте обоснование рекомендациям по пилотированию самолета при криволинейном движении в вертикальной плоскости.
8. Изобразите схему сил, действующих на самолет при выполнении бокового S-образного предпосадочного маневра, сформулируйте рекомендации по пилотированию.
9. Изобразите схему сил, действующих на самолет при выполнении правильной спирали, дайте обоснование рекомендациям по пилотированию.
10. Определите нормальную перегрузку, подъемную силу на правильном вираже с креном 30° . Полетная масса самолета 15 000 кг. Ответ: $n_y = 1,15$; $Y_a = 169\,050$ Н.
11. Скорость горизонтального прямолинейного полета самолета $V = 450$ км/ч. Рассчитать требуемую скорость на правильном вираже с углом крена $\gamma = 20^\circ$. Ответ: $V = 464,17$ км/ч.
12. При выполнении правильного виража со скоростью 320 км/ч нормальная перегрузка $n_y = 11,1$. Рассчитать радиус виража. Ответ: $r_B = 1670,2$ м.

Глава 9 ВЗЛЕТ И ПОСАДКА

9.1. Траектория и основные этапы взлета

Главной особенностью взлета и посадки является движение самолета по поверхности ВПП. Взлет и посадка — это неустановившиеся режимы полета, при которых интенсивно изменяются скорость, высота и угол наклона траектории. Полет выполняется соответственно во взлетной или посадочной конфигурации. Траектории взлета и посадки включают уже рассмотренные режимы движения самолета по наклонной траектории с постоянным углом наклона, а также полет по криволинейной траектории в вертикальной плоскости. Поэтому главное внимание будет уделено изучению движения самолета по ВПП.

Взлетом самолета называется движение самолета от начала разбега до достижения безопасной скорости и высоты (рис. 9.1). Безопасной высотой по международным нормам считается высота 10,7 м (ЕНЛГС). Безопасной скоростью V_2 является скорость, на которой самолет обладает достаточной устойчивостью и управляемостью для перехода к следующему этапу — начальному набору высоты. Взлет самолета состоит из двух этапов: разбега по ВПП от момента страгивания до достижения скорости отрыва $V_{отр}$ и разгона от скорости $V_{отр}$ до безопасной скорости взлета V_2 с одновременным набором высоты 10,7 м.

Взлетная дистанция $L_{взл}$ — расстояние по горизонтали, пройденное самолетом от момента страгивания на линии старта до момента набора высоты 10,7 м (над уровнем ВПП в точке отрыва). Таким образом,

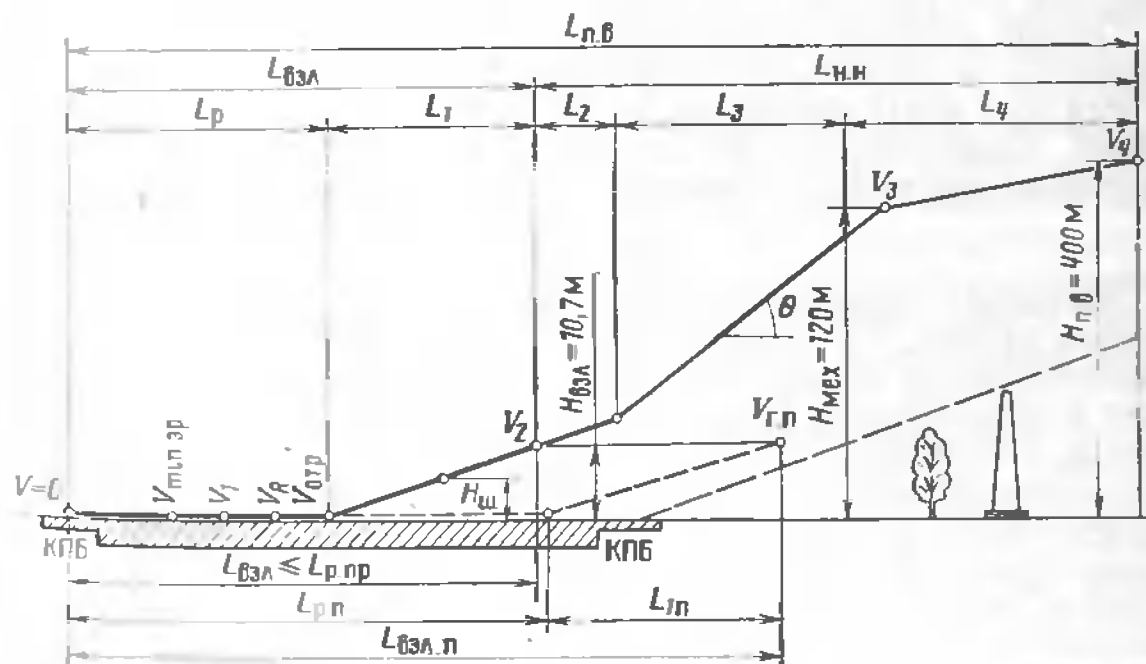


Рис. 9.1. Траектория полного взлета

взлетная дистанция включает в себя дистанцию разбега L_p и дистанцию разгона L_1 с набором высоты:

$$L_{взл} = L_p + L_1 \quad (9.1)$$

Разбег до скорости отрыва начинается от линии старта. Самолет движется сначала на колесах основной и передней опор, постепенно увеличивая скорость. При этом угол атаки самолета близок к стояночному $\alpha_{ст}$. По мере нарастания скорости пилот увеличивает угол атаки с таким расчетом, чтобы на скорости V_R колеса передней опоры отделились от ВПП и самолет продолжал бы движение на колесах основной опоры, постепенно увеличивая скорость и угол атаки до значений $V_{отр}$ и $\alpha_{отр}$. Отрыв самолета от ВПП происходит без дополнительного перемещения штурвала на себя по достижении скорости отрыва.

Взлет современных самолетов отличается от описанного (классического) тем, что практически весь разбег совершается на трех опорах при угле атаки $\alpha \approx \alpha_{ст}$. По достижении скорости подъема колес передней опоры V_R плавным и непрерывным движением штурвала на себя пилот поднимает колеса передней опоры над ВПП и без выдерживания в двухточечном положении выводит самолет на взлетный угол атаки. Разница в скоростях подъема колес передней опоры и отрыва не превышает 15 ... 20 км/ч.

После отрыва самолет плавно по криволинейной траектории переводят в набор высоты с последующим увеличением скорости уменьшением угла атаки. Колеса, продолжающие вращение по инерции, затормаживаются и на высоте не менее 3 ... 5 м начинается уборка шасси, скорость самолета продолжает расти и на высоте не более 10,7 м достигает значения безопасной скорости взлета V_2 . На этом собственно взлет самолета считается законченным.

Полной взлетной дистанцией $L_{п.в}$ называется расстояние по горизонтали, измеренное от момента старта до момента набора высоты 400 м (над уровнем ВПП в точке отрыва). Таким образом, полная взлетная дистанция $L_{п.в}$ состоит из дистанции взлета $L_{взл}$ и дистанции начального набора высоты $L_{н.н}$.

$$L_{п.в} = L_{взл} + L_{н.н} \quad (9.2)$$

Дистанция начального набора высоты $L_{н.н}$ включает в себя три участка (этапа): L_2 — разгон самолета от скорости V_2 до скорости, обеспечивающей безопасный набор высоты с выпущенной механизацией и определенным углом наклона траектории; L_3 — разгон самолета до безопасной скорости начала уборки механизации V_3 с одновременным набором высоты $H_3 = 120$ м; L_4 — этап, на котором завершается уборка механизации, скорость самолета увеличивается до рекомендуемой скорости начального набора высоты V_4 с одновременным набором высоты $H_4 = 400$ м. Скорости V_R , $V_{отр}$, V_2 , V_3 и V_4 устанавливаются для конкретного типа самолета РЛЭ на основании летных испытаний из условия обеспечения безопасности полетов. Отрыв колес передней опоры от ВПП на практике происходит только на такой

скорости V_R , на которой можно обеспечить надежное управление самолетом в случае отказа критического двигателя¹.

Рекомендуемая скорость отрыва $V_{отр}$ выбирается с учетом необходимого запаса по углу атаки до начала сваливания. Согласно требованиям ЕНЛГС, скорость движения самолета, на которой осуществляется отрыв передней опоры от ВПП, V_R должна быть в 1,05 раза больше или равна большей из трех скоростей V_c , $V_{минв.р}$ или $V_{минэ.в}$. Здесь V_{c1} — скорость сваливания самолета во взлетной конфигурации, шасси выпущено; $V_{минв.р}$ — минимальная эволютивная скорость разбега, при которой в случае отказа критического двигателя при помощи одних только аэродинамических органов управления обеспечивается прямолинейное движение самолета по ВПП; $V_{минэ.в}$ — минимальная эволютивная скорость взлета, при которой в случае полного отказа критического двигателя только одними аэродинамическими органами управления обеспечивается восстановление прямолинейного полета с креном не более 5° без уменьшения мощности работающих двигателей. Скорость отрыва $V_{отр}$ выбирается с учетом обеспечения запаса по углу атаки до начала сваливания, обеспечения запаса по углу тангажа с целью предотвращения касания фюзеляжем поверхности ВПП и обеспечения условий обзора местности экипажу. Опыт эксплуатации показывает, что скорость отрыва $V_{отр} \geq 1,1 V_{c1}$. Безопасная скорость взлета выбирается таким образом, чтобы обеспечить безопасные нормируемые градиенты набора высоты на втором этапе полного взлета. Для самолетов, имеющих два или три двигателя, эта скорость выбирается из условия $V_2 \geq 1,2 V_{c1}$, а для самолетов, имеющих более трех двигателей $V_2 \geq 1,15 V_{c1}$. На этапе L_2 скорость самолета увеличивается от скорости V_2 до скорости, обеспечивающей безопасный набор высоты с выпущенной механизацией и заданным градиентом набора высоты. На этапе L_3 достигается безопасная скорость начала уборки механизации V_3 , выбираемая из условия $V_3 \geq 1,2 V_c$ (для самолетов с двумя двигателями) и $V_3 \geq 1,15 V_c$ (для самолетов, имеющих более двух двигателей) или $V_3 \geq V_{минэ.в}$. Здесь V_c — скорость сваливания в крейсерской конфигурации. По достижении самолетом высоты 120 м и скорости V_3 начинается этап L_4 уборки механизации с одновременным увеличением скорости полета. Траектория полета при уборке механизации, как правило, не сохраняет прямолинейности, самолет требует перебалансировки. К окончанию этого этапа самолет достигает высоты 400 м и скорости V_4 начального набора высоты.

Траектория полного взлета самолета определяется по материалам летных испытаний и для конкретного типа самолета может иметь некоторые особенности. Кроме того, на характер траектории оказывают определенное влияние рельеф окружающей местности, ограничения по уровню допустимого шума на местности, класс аэродрома, наличие препятствий и т.п. Для обеспечения безопасности траектория полета

¹ Критический двигатель — это двигатель, отказ которого вызывает наиболее неблагоприятные изменения в поведении и условиях пилотирования самолета.

на полной взлетной дистанции должна проходить выше линии ограничения препятствий (см. рис. 9.1) и не должна иметь отрицательных углов наклона вектора скорости. Градиент набора высоты $\eta = \operatorname{tg} \theta \cdot 100\%$ при нормальном взлете должен быть не менее 5% на этапе L_3 и не менее 3% — на этапе L_4 . Нормальным считается взлет, осуществляемый с момента старта самолета до выхода на высоту полета по маршруту при нормальной работе всех двигателей, систем и агрегатов с использованием предусмотренной РЛЭ техники пилотирования.

9.2. Взлетные характеристики самолета

Схема сил, действующих на самолет. При рассмотрении траектории и расчете характеристик взлета и посадки рассматривается движение центра масс самолета, в котором приложены все действующие на него силы: тяга двигателей P , сила тяжести G , аэродинамические силы (подъемная сила Y_a и лобовое сопротивление X_a), силы трения F опор шасси о ВПП, силы реакции опор N (рис. 9.2). Силы F и N действуют только при контакте самолета с ВПП. Для упрощения задачи считается, что движение центра масс самолета под действием указанных сил происходит только в вертикальной плоскости, в каждый момент времени самолет сбалансирован. Движение рассматривается в траекторной системе координат. Сила трения колес о ВПП зависит от коэффициентов трения качения колес основных опор f_r , колес передней опоры f_n и сил реакции опор на каждой опоре N . При условии равенства коэффициентов трения качения всех колес суммарная сила трения

$$F = fN, \quad (9.4)$$

где N — суммарная сила реакции опор всех колес.

Сила реакции опор N самолета зависит от соотношения между силой тяжести самолета G и подъемной силой Y_a :

$$N = Y_a - G. \quad (9.4)$$

При движении самолета по ВПП с малой скоростью, когда подъемная сила $Y_a = 0$, сила реакции опор равна силе тяжести и направлена противоположно ей. С увеличением скорости подъемная сила рас-



Рис. 9.2. Схема сил, действующих на самолет при движении по ВПП: а — реальная; б — приведенная к центру масс сбалансированного самолета

тет, а сила реакции опор уменьшается. Когда подъемная сила $Y_a = G$, сила $N = 0$. Коэффициент трения качения f колес о ВПП определяется экспериментально и зависит от покрытия ВПП и его состояния, рисунка протектора колес и давления в пневматиках и т.п. Например, коэффициент трения качения колеса по сухому бетонному покрытию равен 0,03—0,035, по влажному бетонному покрытию при наличии незаделанных стыковочных швов и отдельных неровностей на его поверхности 0,04—0,05.

При расчетах взлетно-посадочных характеристик самолета пользуются не коэффициентом трения качения f , а приведенным коэффициентом трения $f_{пр} = 0,15 \div 0,45$, учитывающим распределение нагрузки на колеса основных и передней опор.

Уравнения движения самолета. К взлетным характеристикам самолета относят скорость отрыва $V_{отр}$, длину L_p и время t_p разбега, безопасную скорость взлета V_2 , длину воздушного участка траектории взлета L_1 . Уравнения движения центра масс при разбеге с учетом принятых допущений имеют вид:

$$m \frac{dV}{dt} = P - X_a - f_{пр} N; \quad 0 = Y_a - G + N. \quad (9.5)$$

В момент отрыва самолета от ВПП сила реакции опор $N = 0$, а $Y_a = G$. Если вместо силы Y_a подставить ее выражение во второе уравнение системы (9.5), то скорость отрыва

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y_{a \text{ отр}}} \rho S}} \quad (9.6)$$

Подставив в первое уравнение системы (9.5) значение нормальной реакции опор шасси N , полученное из второго уравнения, найдем ускорение самолета на разбеге:

$$\frac{dV}{dt} = J_p(V) = \frac{P - X_a - f_{пр}(G - Y_a)}{m} = \frac{\Delta P}{m}. \quad (9.7)$$

Интегрируя выражение (9.7), получим формулу для расчета времени разбега

$$t_p = \int_{V=0}^{V_{отр}} \frac{dV}{J_p(V)}. \quad (9.8)$$

Так как $V \frac{dV}{dL} = J_p(V)$, то длина разбега

$$L_p = \int_{V=0}^{V_{отр}} \frac{V dV}{J_p(V)}. \quad (9.9)$$

Безопасная скорость взлета рассчитывается по формуле

$$V_2 = \sqrt{\frac{2G_{взл}}{c_{y\alpha} \rho S}} \quad (9.10)$$

где $c_{y\alpha 2}$ — коэффициент подъемной силы, соответствующий концу участка L_1 .

Характеристики на участках L_2 , L_3 и L_4 рассчитывают методом численного интегрирования или энергетическим аналогично расчету неустановившегося набора высоты, а на участках криволинейного полета — по уравнениям криволинейного полета в вертикальной плоскости.

Прерванный и продолженный взлет. В процессе взлета самолета могут возникнуть ситуации, при которых взлет должен быть прекращен. Согласно наставлению по производству полетов в гражданской авиации СССР, если ВС при взлете отклонилось от заданного направления и продолжение разбега не обеспечивает безопасности, взлет должен быть прекращен. Отрыв ВС на скорости, менее расчетной, запрещается. При отказе двигателя или при появлении других неисправностей, угрожающих безопасности полета, если не достигнута скорость принятия решения, взлет должен быть немедленно прекращен. Скорость принятия решения V_1 — это наибольшая скорость разбега, при которой в случае отказа критического двигателя возможно как безопасное прекращение, так и безопасное продолжение взлета. Значение скорости принятия решения должно удовлетворять условию $V_{min\text{ з-р}} \leq V_1 \leq V_R$.

Выбор скорости принятия решения связывается с отказом критического двигателя, так как отказ двигателя требует от экипажа своевременных и правильных действий, особых методов пилотирования, и несвоевременные и ошибочные действия могут привести к тяжелым последствиям. Поэтому, несмотря на малую вероятность отказа двигателя на взлете (по данным мировой статистики она меньше 10^{-9}), экипаж должен быть готов к действиям по устранению отказа двигателя. Важнейшим при этом является принятие решения на прекращение или продолжение взлета.

Прерванным называется взлет, протекающий как нормальный до момента отказа двигателя, после чего начинается прекращение взлета с последующим торможением самолета до полной его остановки на летной полосе (см. рис. 9.1). Продолженным (завершенным) называется взлет, протекающий как нормальный до момента отказа двигателя в процессе взлета, после чего взлет продолжается и завершается с отказавшим двигателем.

Потребные дистанции разбега при нормальном L_R , прерванном $L_{R-пр}$ и продолженном $L_{R-п}$ взлете рассчитывают по методикам, приведенным в РЛЭ конкретных самолетов с учетом взлетной массы самолета, состояния ВПП, температуры наружного воздуха, ветра и т.д. Располагаемая длина летной полосы (летная полоса — это сумма длин

ВПП и концевых полос безопасности) должна быть больше потребной. Решение о прекращении или продолжении взлета принимают на основании анализа показаний бортовых приборов, сигнализации отказа двигателя, оценки поведения и условий пилотирования самолета. Критерием, по которому командир корабля принимает решение о прекращении или продолжении взлета, является скорость принятия решения V_1 . Если отказ двигателя произошел на скорости, меньшей V_1 , то прекращение взлета обязательно, так как полет с отказавшим двигателем с последующей посадкой является более рискованным, чем прекращение взлета на достаточной располагаемой длине ВПП. При отказе двигателя на скорости, большей, чем V_1 , необходимо продолжать взлет, так как риск выкатывания самолета за пределы летной полосы может иметь более неблагоприятные последствия, чем продолжение взлета с одним отказавшим двигателем.

Скорости принятия решения соответствуют равные между собой потребные дистанции движения самолета по ВПП при прерванном взлете $L_{R-пр}$ и дистанции разбега при продолженном взлете $L_{R-п}$. Нормируемое время распознавания отказа двигателя на взлете, установленное на основании психофизиологических исследований экипажей, равно 3 с.

9.3. Посадка самолета

Траектория захода на посадку и посадки. Согласно ЕНЛГС, полная посадочная дистанция $L_{п.п}$ (рис. 9.3) состоит из участка захода на посадку $L_{з.п}$ и собственно посадочной дистанции $L_{пос}$, т.е. $L_{п.п} = L_{з.п} + L_{пос}$. На участке $L_{з.п}$ самолет движется по наклонной траектории вниз с высоты $H = 400$ м до высоты $H_{п} = 15$ м с постоянной скоростью захода на посадку $V_{з.п}$. Эта скорость должна превышать скорость сваливания самолета в посадочной конфигурации V_c и выбирать

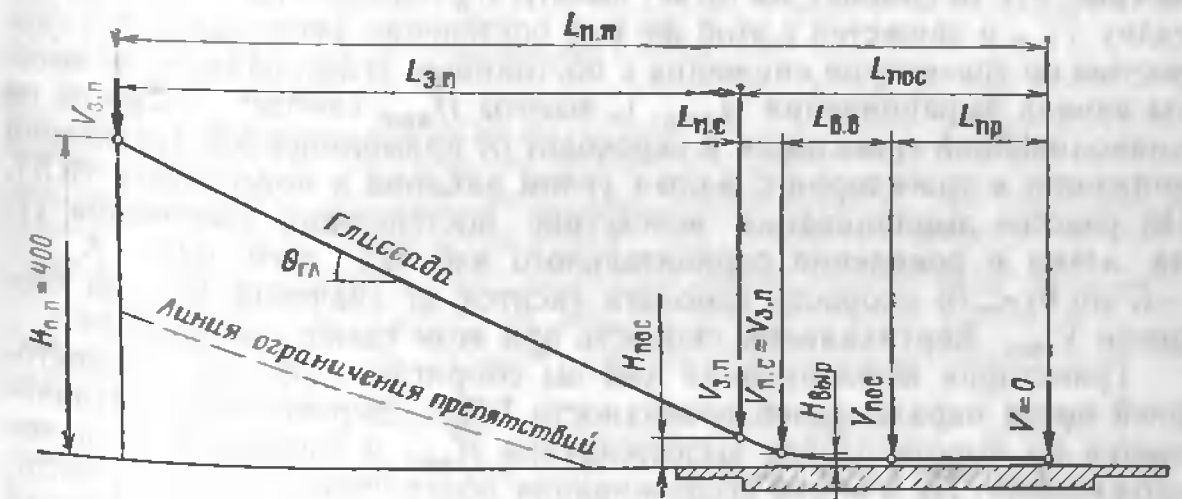


Рис. 9.3. Схема захода на посадку и посадки

ся из условия $V_{з.п} \geq 1,3 V_c$ или $V_{з.п} \leq 1,05 V_{з.п}$, где $V_{з.п}$ — минимальная эволютивная скорость посадки. Минимальной эволютивной скоростью посадки называется такая минимальная скорость, при которой в случае отказа критического двигателя в режиме прямолинейного полета без крена и скольжения обеспечивается возможность с помощью одних только основных аэродинамических органов управления восстанавливать управление самолетом, а затем сохранять установившийся прямолинейный полет на этой скорости при крене не более 5° . При этом градиент снижения не должен превышать 5% .

В то же время скорость захода на посадку не должна превышать максимально допустимую скорость в данной конфигурации, выбираемую из условия прочности конструкции. Такая скорость $V_{з.п}$ позволяет выполнять необходимые маневры по устранению возможных отклонений от расчетной глиссады. Угол наклона расчетной глиссады $\theta_{гл}$ должен быть в пределах $-2^\circ 40' \div -3^\circ$. Градиент снижения $\eta_{сп} \leq 5\%$. Так как заход на посадку выполняется в посадочной конфигурации самолета (механизация крыла и шасси выпущены), то для обеспечения допустимой вертикальной скорости снижения режим работы силовой установки должен быть выше или равным режиму полетного малого газа. Необходимо помнить, что корректировка траектории движения самолета по глиссаде, особенно по уменьшению вертикальной скорости снижения, должна производиться за счет тяги (мощности) силовой установки и изменения угла атаки. Попытка уменьшить вертикальную скорость снижения только путем увеличения угла атаки может привести к увеличению лобового сопротивления, выходу самолета на вторые режимы полета, что не только усложняет пилотирование, но и создает предпосылку к сваливанию.

Посадкой называется замедленное движение самолета с высоты 15 м до его остановки после приземления. В настоящее время для транспортных самолетов приняты две схемы посадки (рис. 9.4).

Первая типовая (классическая) схема посадки. Согласно этой схеме (рис. 9.4, а) самолет достигает высоты H_n со скоростью захода на посадку $V_{з.п}$ и движется с этой же или постепенно уменьшающейся скоростью по траектории снижения с постоянным углом наклона до высоты начала выравнивания $H_{выр}$. С высоты $H_{выр}$ самолет движется по криволинейной траектории и переходит от прямолинейной траектории снижения к траектории с малым углом наклона к поверхности ВПП. На участке выравнивания вследствие постепенного увеличения угла атаки и появления отрицательного избытка тяги ($(P - X_a - G \sin \theta) < 0$) скорость самолета гасится от значения $V_{з.п}$ до скорости $V_{выд}$. Вертикальная скорость при этом также уменьшается.

Траектория выравнивания как бы сопрягает глиссаду с траекторией почти параллельной поверхности ВПП. Выравнивание заканчивается на высоте начала выдерживания $H_{выд}$ и начинается этап выдерживания. На участке выдерживания полет происходит по траектории, имеющей отрицательный угол наклона менее 1° к поверхности ВПП. Вследствие непрерывного увеличения угла атаки и роста лобо-

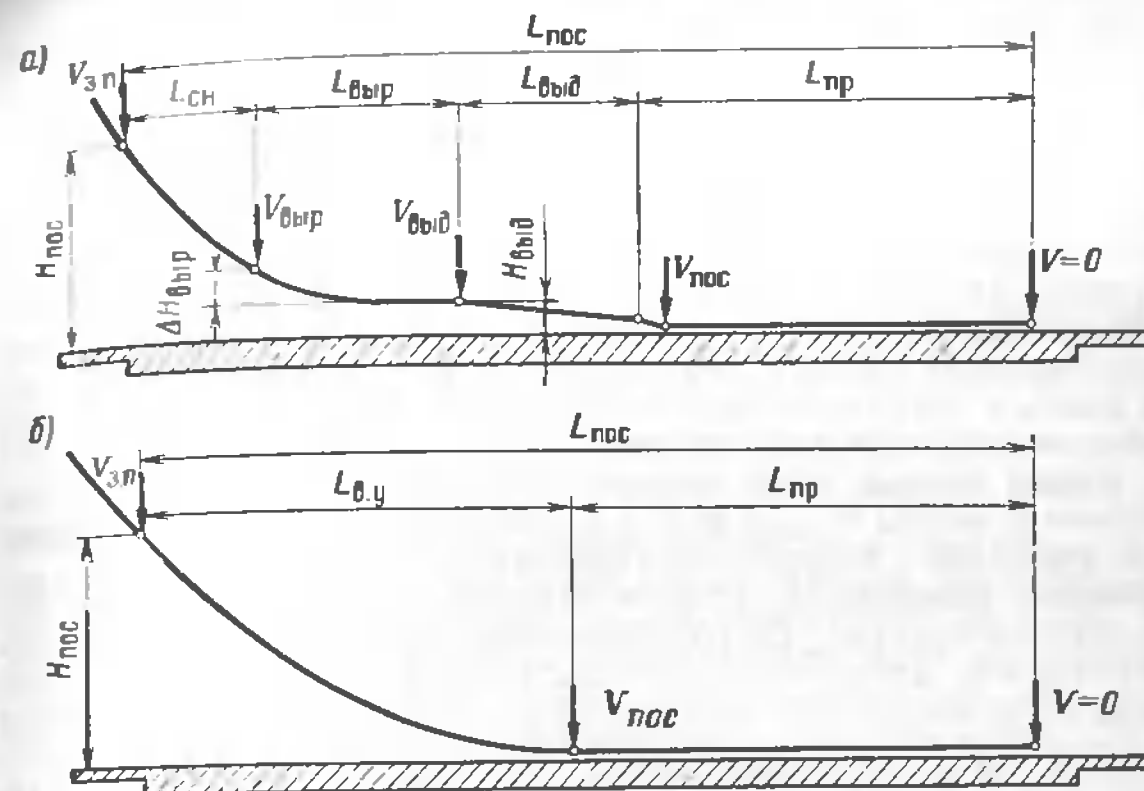


Рис. 9.4. Траектории посадки транспортного самолета:
а — первая типовая (классическая); б — вторая типовая

вого сопротивления скорость самолета продолжает уменьшаться. Выдерживание заканчивается после достижения скорости $V_{пос}$. В конце этапа выдерживания преднамеренное увеличение угла атаки практически прекращается. Из-за гашения скорости без увеличения угла атаки равенство $Y_a = G \cos \theta$ нарушается, самолет постепенно приближается к поверхности ВПП и касается ее колесами главных опор, начинается этап пробега. Скорость самолета в момент приземления является его фактической посадочной скоростью $V_{пос}$.

Снижение самолета с высоты, на которой прекращено преднамеренное увеличение угла атаки до приземления, называется парашютированием. Благодаря уменьшению подъемной силы в конце этапа снижения вертикальная скорость несколько увеличивается, что приводит к увеличению фактического угла атаки. Вертикальная скорость самолета в момент приземления в основном определяет нормальную перегрузку — «жесткость» посадки. Чем меньше вертикальная скорость в момент приземления, тем меньше нормальная перегрузка, тем более мягкой будет посадка.

Значительное влияние на характеристики движения самолета на этапе выдерживания оказывает близость земли. Влияние экранирующего воздействия поверхности ВПП проявляется в уменьшении угла сноса воздушного потока за крылом, в увеличении фактического угла

атаки, увеличении фактического значения коэффициента подъемной силы, в уменьшении вертикальной скорости, увеличении длины участков выдерживания и пробега. Первая фаза пробега после приземления самолета выполняется на колесах основных опор. При уменьшении скорости до определенного значения угол атаки самолета уменьшается, колеса передней опоры касаются ВПП, и дальнейшее движение самолета на пробеге осуществляется на трех опорах. При пробеге по возможности используются все средства торможения: реверсивное устройство, тормоза колес, тормозные щитки, увеличивающие лобовое сопротивление, гасители подъемной силы, увеличивающие нагрузку на колеса и силу трения колес о ВПП и т.п. Применение средств торможения сокращает длину пробега.

Вторая типовая схема посадки (рис. 9.4, б) характерна тем, что, начиная с высоты $H_{\text{пос}}$ и до $H = 0$, самолет движется по криволинейной траектории с постепенным уменьшением скорости от $V_{\text{з.п}}$ до $V_{\text{пос}}$. Снижение завершается касанием колесами главных опор ВПП и последующим пробегом. Для обеспечения безопасности полетов, уменьшения скорости, длины посадочной дистанции для каждого типа самолета разрабатывается своя схема посадки, основанная на рассмотренных двух типовых схемах. Схема посадки для данного типа самолетов с учетом требований ЕНЛГС и особенностей самолета устанавливает характерные скорости $V_{\text{з.п}}$, $V_{\text{выр}}$, $V_{\text{пос}}$ и высоты $H_{\text{выр}}$, $H_{\text{выд}}$.

По условиям безопасности располагаемая длина ВПП должна быть по крайней мере в 1,5 раза больше потребной посадочной дистанции $L_{\text{пос}}$, представляющей сумму воздушного участка $L_{\text{в.з}}$ и длины пробега $L_{\text{пр}}$. В случае отказа одного из двигателей посадка может быть прерванной (уход на второй круг) или продолженной.

Посадочные характеристики самолета. К основным посадочным характеристикам самолета относятся посадочная скорость $V_{\text{пос}}$, посадочная дистанция $L_{\text{пос}}$ и дистанция пробега $L_{\text{пр}}$.

Посадочная скорость

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y_a \text{ пос}} \rho S}}, \quad (9.11)$$

где $c_{y_a \text{ пос}}$ — коэффициент, соответствующий посадочному углу атаки и равный (0,7—0,8) c_{y_a} , здесь c_{y_a} — коэффициент подъемной силы, соответствующей углу атаки сваливания в посадочном положении.

Длина пробега

$$L_{\text{пр}} \approx \frac{V_{\text{пос}}^2}{2g \left[f_{\text{пр}} + \frac{c_{x_a} - f_{\text{пр}}}{2c_{y_a \text{ пос}}} - \frac{P_{\text{ср}}}{mg} \right]}. \quad (9.12)$$

Приближенные характеристики взлета и посадки рассчитывают по эмпирическим зависимостям [5; 8; 9].

Уход на второй круг. В случае невозможности или небезопасности посадки выполняют уход на второй круг. Снижение самолета прекра-

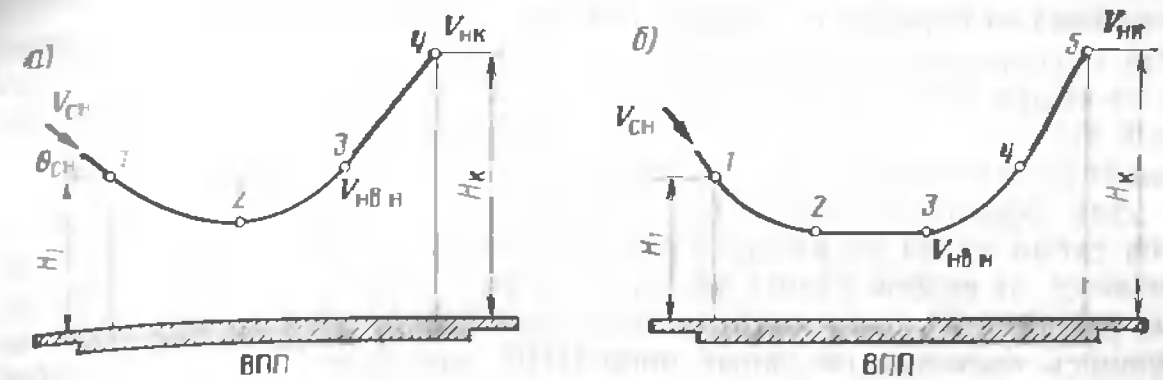


Рис. 9.5. Траектории ухода самолета на второй круг

щается и выполняется набор высоты вплоть до высоты круга. Уход на второй круг с нормально работающими двигателями и с допустимыми центровками не представляет особых сложностей. При отказе одного из двигателей и большой загрузке самолета полет осложняется.

Для каждого типа самолета РЛЭ устанавливается своя минимально допустимая высота принятия решения H_1 , с которой можно уйти на второй круг с соблюдением всех требований безопасности полетов. Приняты две основные схемы ухода на второй круг: по траектории максимальной скороподъемности (рис. 9.5, а) и с горизонтальным разгоном самолета (рис. 9.5, б). Для ухода на второй круг командир воздушного судна принимает решение на высоте не менее H_1 . Началом действий экипажа по уходу на второй круг является перемещение РУД работающих двигателей в положение, соответствующее рекомендованному режиму работы (как правило, взлетный режим). Одновременно с этим убирают шасси, закрылки переводятся в положение, рекомендованное РЛЭ, и начинают вывод самолета из режима снижения. При этом руль высоты отклоняют вверх, самолет движется по криволинейной траектории со снижением до точки 2, в которой переходит в горизонтальный полет ($\theta = 0$) с увеличением скорости. Затем самолет переходит в криволинейный полет с набором высоты (участок 2—3) и увеличением скорости до значения максимальной скороподъемности $V_{\text{нв.н}}$, с которой продолжается прямолинейный набор высоты.

Для самолетов, имеющих небольшую тяговооруженность при одном отказавшем двигателе, при отказе двух двигателей многодвигательного самолета рекомендуется схема ухода на второй круг с горизонтальным участком разгона. Она отличается от первой тем, что в режиме горизонтального полета на участке 2—3 самолет разгоняется до наиболее выгодной скорости набора высоты $V_{\text{нв.н}}$, после чего осуществляется набор высоты с этой скоростью сначала по криволинейной траектории на участке 3—4, а затем в прямолинейном наборе высоты круга со скоростью $V_{\text{нк}}$.

Кроме двух рассмотренных схем ухода на второй круг, возможна схема ухода по траектории с максимальным углом набора высоты.

Эта схема отличается от первой тем, что на участке 2—3 скорость самолета сохраняется постоянной. Участок траектории 2—3 заканчивается выходом самолета на максимальный безопасный угол набора высоты в этом режиме. В последующем скорость самолета путем уменьшения угла наклона траектории увеличивается до $V_{нв. II}$.

Для некоторых самолетов (например, учебных) широко применяется схема ухода на второй круг с касанием колесами ВПП. Она отличается от второй схемы тем, что снижение самолета с высоты принятия решения H_1 происходит вплоть до ВПП, после чего самолет, коснувшись колесами основных опор ВПП, выполняет короткий разбег с увеличением скорости движения до скорости отрыва и начинает набор высоты.

При возникновении отказов и нарушений режимов полета, приводящих к возникновению опасных ситуаций на высотах, меньших, чем высота принятия решения, выполняют посадку при соблюдении рекомендуемой РЛЭ техники пилотирования.

Характеристики ухода на второй круг на различных этапах траектории можно рассчитать методами численного интегрирования уравнений, описывающих движение самолета. Для приближенного расчета характеристик движения по схеме ухода, приведенной на рис. 9.5, можно использовать зависимости [8].

9.4. Влияние конструктивных факторов и условий эксплуатации на взлетно-посадочные характеристики самолета

Влияние конструктивных факторов. К конструктивным факторам относят удельную нагрузку на крыло G/S , тяговооруженность P/G , механизацию крыла, средства торможения, расположение крыла относительно фюзеляжа. Из формул (9.6, 9.10, 9.11) следует, что увеличение удельной нагрузки на крыло приводит к росту потребных скоростей $V_{отр}$, $V_{сн}$ и $V_{пос}$, что, в свою очередь, вызывает увеличение дистанций взлета и посадки.

Тяговооруженность самолета определяет только взлетные характеристики самолета. Повышение тяговооруженности и связанное с ним увеличение избытка тяги ΔP приводит к росту ускорения на различных участках взлета и к сокращению длины разбега и взлета. Тяговооруженность транспортных самолетов равна 0,25—0,35.

Механизация крыла оказывает значительное влияние на аэродинамические характеристики самолета, увеличивая коэффициенты подъемной силы, лобового сопротивления, изменяя аэродинамическое качество. Использование механизации на взлете обеспечивает преимущественный рост коэффициента подъемной силы и аэродинамического качества, а на посадке — увеличение подъемной силы с преимущественным ростом коэффициента лобового сопротивления, снижение аэродинамического качества и скоростей полета на этапах захода на посадку и на посадке. Поэтому закрылки на взлете отклоняются в проме-

жуточное положение, а на посадке, как правило, на максимальный угол. Отклоненные гасители подъемной силы и интерцентры на посадке повышают не только лобовое сопротивление, но, нарушая обтекание верхней поверхности крыла, уменьшают подъемную силу, что приводит к уменьшению аэродинамического качества в 8—10 раз. При этом уменьшение подъемной силы приводит к увеличению силы реакции опор $N = Y_a - G$ и увеличению силы трения колес о ВПП $F = f_{пр}N$. Применяя механизацию крыла, достигают сокращения длины пробега на 25—30% и разбега на 10—15%.

К средствам торможения относят тормоза колес, реверсивное устройство, тормозные щитки и парашюты. Применение торможения колес позволяет сократить длину пробега в 1,5—2 раза за счет увеличения сопротивления движению. В процессе торможения на колесо действуют два момента сил: вращающий $M_{вр}$, равный произведению силы сцепления колеса с поверхностью ВПП $F_{сц}$ на эффективный радиус колеса $R_э$, и тормозной M_T , создаваемый силой трения в тормозах колес (рис. 9.6). Вращающий момент зависит от силы реакции опоры $N = (Y_a - G)/n$, где n — число колес.

Коэффициент сцепления μ поверхности колес с поверхностью ВПП зависит от рисунка протектора, материала поверхности и состояния ВПП. Тормозной момент, возникающий на колесе, зависит от конструкции тормозов колес, давления в тормозной системе, степени обжатия педалей тормозов и работы противоюзного устройства. Если вращающий момент больше тормозного, то колесо вращается, постепенно уменьшая скорость. При этом на ось колеса действует сила торможения $F_T = \frac{M_T}{R_э}$, направленная в сторону, противоположную движению.

Коэффициент трения торможения в этом случае зависит от тормозного момента и силы реакции опоры: $f_T = F/N = M_T/NR_э$ и по значению он меньше коэффициента сцепления μ . Если вращающий момент меньше тормозного, то вращение колеса прекращается и оно скользит по поверхности ВПП.

Движение самолета при невращающихся колесах, т. е. с «юзом», недопустимо, так как это может привести к неуправляемому движению самолета и выкатыванию его за пределы ВПП. Кроме того, это приводит к повышенному износу и повреждению пневматиков. Для предотвращения проскальзывания колес применяют автоматы торможения, которые автоматически снижают давление в тормозной системе, когда тормозной момент по значению приближается к проворачивающему.

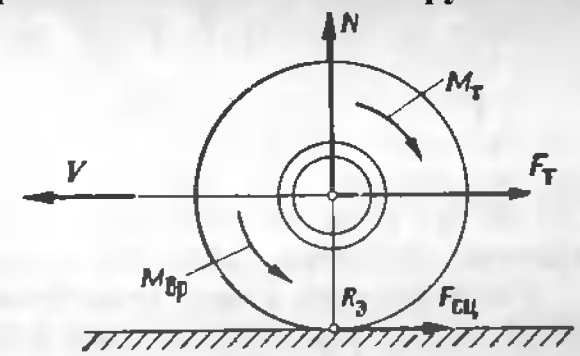


Рис. 9.6. Схема сил, действующих на колесо при торможении

Посадка на скользкую ВПП значительно снижает эффективность торможения колес.

Использование *реверсивного устройства* (искусственно создается составляющая тяга двигателя, направленная против движения самолета) при посадке в нормальных условиях сокращает длину пробега на 25—30 %. При посадке на скользкую ВПП реверсивное устройство является основным средством уменьшения длины пробега.

Расположение крыла относительно фюзеляжа (низкоплан или высокоплан) определяет степень влияния эффекта воздушной подушки (близости земли) на аэродинамические характеристики самолета, а следовательно, на характеристики взлета и посадки. В большей степени эффект воздушной подушки проявляется на низкопланах. Эффект воздушной подушки более ярко выражен на посадке, чем на взлете, так как в первом случае по мере приближения самолета к земной поверхности он нарастает, а во втором убывает по мере удаления от земли. Расчет влияния воздушной подушки представляет собой довольно сложную задачу и требует экспериментальной проверки. По результатам летных испытаний самолета в РЛЭ приводят соответствующие рекомендации.

Влияние условий эксплуатации. К эксплуатационным факторам, оказывающим существенное влияние на взлетно-посадочные характеристики самолета, относят взлетную и посадочную массу, температуру окружающего воздуха, высоту аэродрома над уровнем моря, уклон ВПП, ветер.

Взлетная и посадочная масса самолета оказывает непосредственное влияние на скорости $V_{отр}$ и $V_{пос}$, ускорения J_p и $J_{пр}$ через них на длину разбега L_p и длину пробега $L_{пр}$. Для приближенных расчетов можно принять, что увеличение взлетной массы на 1 % вызывает увеличение длины разбега на 2—2,5 %. Практика летной эксплуатации показывает, что изменение посадочной массы самолета на 1 % приводит к изменению скорости захода на посадку и посадочной скорости примерно на 0,5 %.

Температура окружающего воздуха T при постоянном атмосферном давлении вызывает соответствующее изменение плотности воздуха и через нее оказывает влияние на располагаемую тягу (мощность) двигателей самолета, характеристики взлета и посадки. С повышением температуры окружающего воздуха ухудшаются взлетно-посадочные характеристики самолета.

Изменение температуры воздуха и высоты аэродрома над уровнем моря приводит к соответствующему изменению плотности воздуха. С уменьшением плотности воздуха взлетно-посадочные характеристики ухудшаются.

Значительное влияние на взлетно-посадочные характеристики оказывает *угол уклона ВПП*. При угле уклона $\theta > 0$ самолет движется на подъем и L_p увеличивается, а $L_{пр}$ уменьшается. При угле уклона $\theta < 0$ самолет движется под уклон, что приводит к уменьшению L_p и увеличению $L_{пр}$. *Влияние ветра* на длину и время разбега и про-

бега обусловлено тем, что при неизменных потребных истинных скоростях $V_{отр}$ и $V_{пос}$ путевая скорость самолета зависит от скорости и направления ветра. При встречном ветре они уменьшаются, при попутном увеличиваются.

Длина взлетной и посадочной дистанций с учетом встречной или попутной составляющих ветра

$$L_{pW} = L_p \left(1 \pm \frac{W}{V_{отр}} \right)^2, \quad L_{прW} = L_{пр} \left(1 + \frac{W}{V_{пос}} \right)^2 \quad (9.13)$$

где L_{pW} , L_p и $L_{прW}$, $L_{пр}$ — длина разбега и пробега при наличии ветра и в штиль соответственно.

Знак минус в этих формулах относится к попутному, а знак плюс — к встречному ветру.

На длину разбега и пробега влияет также боковая составляющая скорости ветра W_b . Наличие угла скольжения вызывает появление моментов крена и рыскания, для парирования которых отклоняют рули. Отклонение рулей приводит к увеличению лобового сопротивления самолета, длины разбега и некоторому уменьшению длины пробега.

Дополнительная литература

[3], с. 115—125; [8], с. 6—31; 39—85, 94—163, 183—197; [9], с. 57—92, 136—162; 5, с. 55—86; [7], с. 205—249.

Контрольные вопросы

1. Дайте обоснование ограничениям характерных скоростей на траектории полного взлета.
2. Изобразите схему сил, действующих на самолет при движении по ВПП, и выведите уравнения движения.
3. Назовите характеристики взлета. Дайте обоснование влияния эксплуатационных факторов на них.
4. Изобразите типовую траекторию захода на посадку и посадки, укажите характерные точки на ней.
5. Объясните ограничения характерных скоростей на траектории захода на посадку и посадки.
6. Назовите характеристики посадки. Объясните влияние эксплуатационных факторов на них.
7. Изобразите различные схемы ухода на второй круг, поясните их особенности.
8. Объясните влияние конструктивных факторов на взлетно-посадочные характеристики самолета.
9. Соответствует ли градиент набора высоты η самолета требованиям норм летной годности, если угол набора высоты на участке L_3 равен 6° ? Ответ: $\eta = 11\%$, соответствует.
10. Рассчитать длину разбега самолета, если средняя тяга силовой установки 91140 Н, скорость отрыва $V_{отр} = 210$ км/ч, аэродинамическое качество $K_{отр} = 12$. Ответ: $L_p = 447,2$ м.

Глава 10

ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

10.1. Основные понятия и определения

Основное назначение транспортного самолета состоит в обеспечении перевозки пассажиров и полезного груза на определенное расстояние без угрозы для жизни и здоровья людей. Дальность и продолжительность полета — важнейшие летно-технические характеристики самолета, определяющие его назначение. Дальность и продолжительность полета конкретного самолета зависят от ряда факторов: массы полезного груза, запаса топлива, высоты и скорости полета, режима работы двигателей, регулировки топливных агрегатов двигателей, состояния поверхности самолета, балансирующего сопротивления самолета, его герметичности, метода пилотирования, состояния атмосферы (температуры, влажности, плотности, наличия ветра, степени турбулентности и т.п.).

Дальность полета L — расстояние от места вылета самолета до места посадки, измеренное вдоль маршрута относительно земной поверхности (рис. 10.1). *Продолжительностью полета* t называется суммарное время от начала взлета до посадки самолета. Дальность и продолжительность полета определяются массой топлива на борту и его расходом. Различают техническую и практическую дальность и соответственно продолжительность полета. *Техническая дальность* — это расстояние, которое самолет мог бы преодолеть с заданной нагрузкой в стандартных атмосферных условиях при полной выработке топлива к моменту посадки. Техническая дальность

$$L_T = L_H + L_{KC} + L_{CH} \quad (10.1)$$

где L_H — дальность полета при наборе высоты с минимальным километровым расходом топлива; L_{KC} — дальность крейсерского полета по маршруту от момента окончания набора заданной высоты эшелона до момента начала снижения; L_{CH} — дальность полета при снижении, соответствующая минимальному километровому расходу топлива.

В соответствии с формулой (10.1) можно записать уравнение расхода топлива

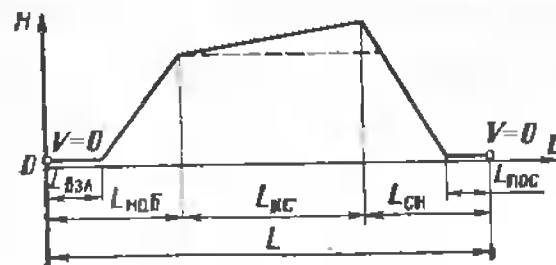


Рис. 10.1. Основные участки траектории полета самолета

$$m_T = m_{TH} + m_{TKC} + m_{TCH} \quad (10.2)$$

В технических описаниях самолетов в табличной или графической форме приведен расход топлива на набор высоты m_{TH} и снижение m_{TCH} , дальность и время полета на этих этапах в зависимости от полетной массы, приборной скорости и высоты.

Техническая дальность полета в практике летной эксплуатации самолетов не реализуется, так как для обеспечения безопасности полетов, кроме расчетной массы топлива, необходимой для выполнения полета от взлета до посадки, должен быть предусмотрен *аэронавигационный запас топлива (АНЗ)*. Этот запас зависит от аэронавигационной и метеорологической обстановки по маршруту полета, на аэродроме назначения и на запасных аэродромах. Его рассчитывают в соответствии с правилами определения АНЗ согласно Наставлению по производству полетов в гражданской авиации СССР.

Вследствие конструктивных особенностей топливной системы самолета на борту всегда остается некоторая невырабатываемая масса топлива $m_{Tнев}$. Кроме того, некоторая часть топлива расходуется при рулении самолета, а также на опробование двигателей перед взлетом $m_{Tзем}$. Дальность полета, рассчитанная с учетом АНЗ, невырабатываемого топлива и топлива, расходуемого при рулении самолета и опробовании двигателей на земле, называется *практической дальностью полета*. Наибольшая часть общей дальности полета самолета составляет дальность полета по маршруту. Поэтому в дальнейшем остановимся только на влиянии различных факторов на дальность и продолжительность полета именно на этом этапе траектории, считая, что выполняется либо прямолинейный горизонтальный полет, либо полет по наклонной траектории («по потолкам»).

Масса топлива, необходимая для полета по маршруту,

$$m_{TKC} = m_T - (m_{TH} + m_{TCH}) - (m_{TАНЗ} + m_{Tнев} + m_{Tзем}) \quad (10.3)$$

Чтобы по имеющемуся на борту запасу топлива для выполнения полета по маршруту m_T определить дальность и продолжительность полета, необходимо знать массу топлива, расходуемую самолетом на 1 км пути и за 1 ч полета. Масса топлива в килограммах, которая расходуется всеми двигателями самолета при заданной полетной массе за 1 ч полета на заданном режиме работы двигателей, называется *часовым расходом топлива* $C_{ч}$.

Для самолетов с ТРДД часовой расход топлива

$$C_{ч ТРД} = C_{уд} P = C_{уд} \frac{G}{K}; \quad (10.4)$$

для самолетов с ТВД

$$C_{ч ТВД} = C_{удN} N_{э} = \frac{C_{уд}}{\eta_{в}} N_{э} = \frac{C_{уд}}{\eta_{в}} \frac{GV}{K}, \quad (10.5)$$

где $C_{уд}$ и $C_{удN}$ — удельный расход топлива (масса топлива, расходуемого на единицу тяги или мощности); $N_{э}$ — эффективная мощность силовой установки; $\eta_{в}$ — к. п. д. воздушных винтов.

Километровый и часовой расходы связаны между собой зависимостью

$$C_{K} = C_{ч}/V, \quad (10.6)$$

где $V_{п} = V_{к} = V_{гп} = V$ — путевая скорость в горизонтальном (крейсерском) полете при отсутствии ветра.

Из последнего выражения с учетом зависимостей (10.4 и 10.5) получаем километровый расход топлива:

$$C_{к ТРДД} = C_{уд} \frac{P_{гп}}{V} = C_{уд} \frac{G}{KV}; \quad (10.7)$$

$$C_{к ТВД} = \frac{C_{уд}}{\eta_{в}} \frac{N}{V} = \frac{C_{уд}}{\eta_{в}} \frac{G}{K}. \quad (10.8)$$

Из анализа выражений (15.4, 15.5, 15.7, 15.8) следует, что часовой и километровый расходы топлива конкретного самолета зависят от скорости, высоты полета, полетной массы, аэродинамического качества, режима работы двигателей и других эксплуатационных факторов.

Если известно количество выгоревшего топлива dm (эта величина имеет знак «—», так как масса топлива в полете уменьшается), известны часовой и километровый расходы топлива, то можно определить дальность и продолжительность полета

$$dL = -\frac{dm}{C_{к}}; \quad dt = -\frac{dm}{C_{ч}}. \quad (10.9)$$

Интегрируя выражения (10.9), получим зависимости для определения дальности и продолжительности прямолинейного установившегося горизонтального полета по маршруту:

$$L = \int_{m_1}^{m_2} \frac{dm}{C_{к}} = \int_{m_2}^{m_1} \frac{dm}{C_{к}}; \quad (10.10)$$

$$t = -\int_{m_1}^{m_2} \frac{dm}{C_{ч}} = \int_{m_2}^{m_1} \frac{dm}{C_{ч}}; \quad (10.11)$$

где m_1 и m_2 — масса самолета соответственно в начале и в конце участка полета.

Если на рассматриваемом участке горизонтального полета скорость самолета не была постоянной, то в выражения (10.9–10.11) вместо текущих значений $C_{к}$ и $C_{ч}$ подставляют средние значения $C_{к ср}$ и $C_{ч ср}$.

Из формул (10.10 и 10.11) можно получить более простые зависимости для практического расчета дальности и продолжительности полета. Запишем их без вывода при условии, что $C_{уд}$, V и K постоянны:

$$L_{кс} = \frac{m_1}{C_{к1}} \ln \frac{m_1}{m_1 - m_{т кс}}; \quad (10.12)$$

$$t_{кс} = \frac{m_1}{C_{ч}} \ln \frac{m_1}{m_1 - m_{т}}; \quad (10.13)$$

где m_1 — масса самолета в начале рассматриваемого участка крейсерского полета; $m_{т}$ — масса израсходованного топлива ($m_{т} = m_1 - m_2$); $C_{к1}$, $C_{ч1}$ — километровый и часовой расходы топлива в начале рассматриваемого участка.

Если расход топлива в горизонтальном полете не превышает 30 % полетной массы самолета, то для приближенной оценки дальности и продолжительности полета используют соотношения:

$$L_{кс} = m_{т} / C_{к}^*; \quad (10.14)$$

$$t_{кс} = m_{т} / C_{ч}^*. \quad (10.15)$$

где $C_{к}^*$ и $C_{ч}^*$ — километровый и часовой расходы топлива, соответствующие среднему значению полетной массы самолета $m_{ср} = \frac{1}{2} (m_1 + m_2)$.

Из формул 10.9–10.15 следует, что дальность и продолжительность полета зависят от часового и километрового расходов топлива, а также от запаса топлива на борту. Если запас топлива известен, то дальность и продолжительность полета будут определяться только километровым и часовым расходами топлива. Чем меньше километровый и часовой расход топлива, тем больше дальность и продолжительность полета.

Если заданы дальность и продолжительность полета, то потребная для этого масса топлива рассчитывается по формулам, полученным из соотношений (10.12 и 10.13):

$$m_{т} = m_1 \left(1 - e^{-\frac{L_{кс} C_{к1}}{m_1}} \right); \quad (10.16)$$

$$m_{т} = m_1 \left(1 - e^{-\frac{t_{кс} C_{ч1}}{m_1}} \right). \quad (10.17)$$

Заметим, что формулы (10.12) и (10.13) справедливы при полетах «по потолкам» ($C_{уд}$, V и K постоянны). Если крейсерский полет происходит при переменных значениях указанных параметров, то берут средние значения $C_{уд ср}$, $V_{ср}$ и $K_{ср}$.

10.2. Зависимость дальности и продолжительности полета от скорости

Рассмотрим влияние скорости на дальность и продолжительность полета отдельно для самолетов с ТРДД и ТВД, поскольку скоростные и дроссельные характеристики их двигателей имеют существенные различия.

Самолет с ТРДД. Для осуществления прямолинейного установившегося горизонтального полета на заданной высоте с заданной скоростью пилот подбирает такой угол атаки α и такой режим работы двигателей (частоту вращения ротора n), при которых выполняется равенство тяги силовой установки лобовому сопротивлению самолета, т. е. $P_p = P_{гп}$. Максимальная допустимая тяга двигателей для полета по маршруту соответствует скорости полета $V_{макс}$. Для обеспечения полета со скоростями V_1 и V_2 , меньшими $V_{макс}$, двигатель дросселирует-

ся так, чтобы кривая $P_p(V)$ проходила соответственно через точки A_1 , A_2 (рис. 10.2. а). Для уменьшения скорости полета необходимо уменьшить частоту вращения ротора двигателей n , а это, как видно из рис. 10.2, б, приводит к росту величины $C_{уд}$. Обычно регулировка турбореактивных двигателей производится таким образом, чтобы минимальный расход топлива соответствовал режимам работы, близким к номинальным. Однако с уменьшением скорости полета (рис. 10.2, в) значение $C_{уд}$ несколько уменьшается. В целом совместное изменение частоты вращения двигателя n и скорости полета V приводит к некоторому изменению удельного расхода топлива $C_{уд}$. В первом приближении можно считать, что величина $C_{уд}$ сохраняется постоянной, поэтому часовой расход топлива $C_{ч ТРДД}$ принимается пропорциональным тяге. Если кривые $P_{гп}(V)$ и $C_q(V)$ совместить на одном графике (рис. 10.3), то они не совпадают. Примем, что часовой расход топлива изменяется в зависимости от скорости так же, как и потребная тяга прямолинейного установившегося горизонтального полета $P_{гп}$. Минимум потребной тяги, а следовательно, и минимум часового расхода топлива достигаются при полете с наивыгоднейшей скоростью.

Несовпадение графических зависимостей часового расхода топлива и потребной тяги горизонтального полета от скорости приводит к некоторому несовпадению характерных скоростей. Режим полета, соответствующий минимальному значению C_q , определяется точкой касания прямой, параллельной оси абсцисс, и кривой $C_q(V)$. Скорость, соответствующая минимальному часовому расходу топлива, называется *скоростью максимальной продолжительности полета* V_L . Для самолетов с ТРДД скорость максимальной продолжительности полета, как правило, несколько больше наивыгоднейшей скорости ($V_L \geq V_{нв}$). Километровый расход топлива также определяется удельным расходом, потребной тягой и скоростью полета: $C_k = C_{уд} \frac{P_{гп}}{V}$.

Если в первом приближении считать, что изменение скорости полета и тяги двигателей (частоты вращения) не влияет на изменение величины $C_{уд}$, то из последней формулы следует, что километровый расход будет минимальным, если отношение $P_{гп}/V$ минимально. Как следует

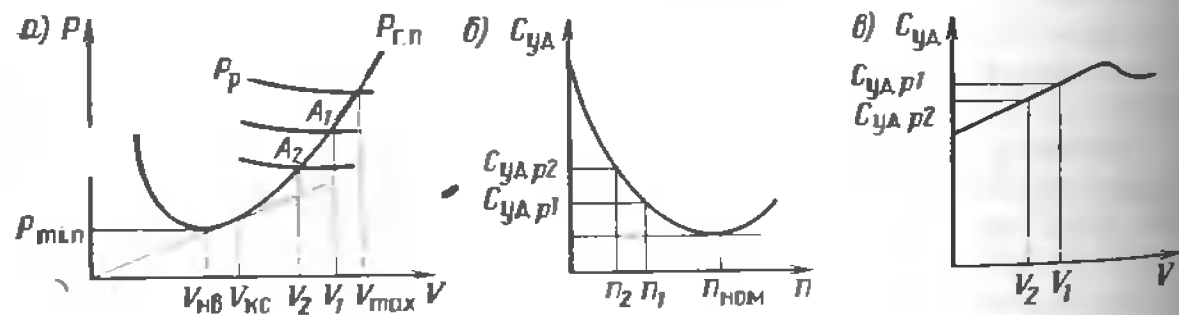


Рис. 10.2. Кривые Жуковского по тяге (а), зависимости удельного расхода топлива от частоты вращения ротора (б) и от скорости полета (в)

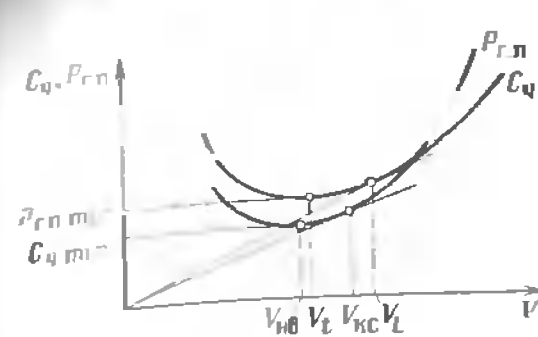


Рис. 10.3. Зависимость потребной тяги и часового расхода топлива от скорости полета

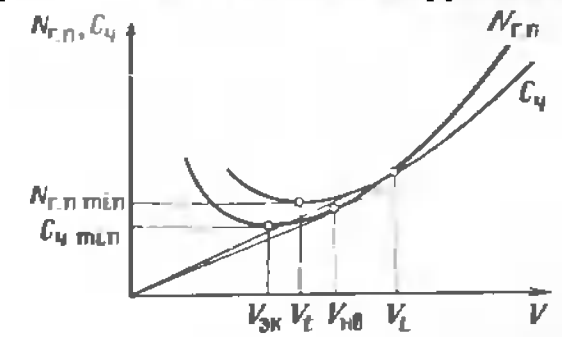


Рис. 10.4. Зависимость потребной мощности и часового расхода топлива от скорости полета

из рис. 10.3, минимальное значение отношения $P_{гп}/V$ для установившегося прямолинейного горизонтального полета определяется точкой касания кривой Жуковского и прямой, проведенной из начала координат. Точка касания соответствует скорости крейсерского режима полета $V_{кр}$. Если требуется более точное определение скорости, соответствующей минимальному километровому расходу топлива, с учетом изменения удельного расхода топлива при изменении скорости, то строят графическую зависимость $C_k(V)$ и по ней находят скорость минимального километрового расхода или используют кривую $C_q(V)$.

Если кривая $C_q(V)$ известна, то в соответствии с формулой (10.6) легко построить зависимость $C_k(V)$. Она также имеет явно выраженный минимум, соответствующий скорости, минимального километрового расхода топлива.

Скорость полета, соответствующая минимальному километровому расходу топлива C_k , называется *скоростью максимальной дальности полета*.

На кривой $P_{гп}(V)$ скорость максимальной дальности полета определяется точкой касания прямой, проведенной из начала координат (см. рис. 10.3), так как

$$C_{k \min} = \left(\frac{C_q}{V} \right)_{\min} = C_{уд} \left(\frac{P_{гп}}{V} \right)_{\min}$$

Скорость максимальной дальности полета для самолетов с ТРДД, как правило, больше скорости крейсерского полета ($V_L \geq V_{кр}$).

Самолет с ТВД. При расчете дальности и продолжительности полета самолета с ТВД, помимо влияния характеристик двигателя, необходимо учитывать влияние характеристик воздушного винта и в первую очередь его к. п. д.

Рассмотрим полученные ранее (10.5 и 10.8) зависимости часового и километрового расходов топлива от характеристик турбовинтового двигателя и скорости полета

$$C_{ч\text{ ТВД}} = \frac{C_{уд}}{\eta_{в}} N_{гп}; \quad C_{к\text{ ТВД}} = \frac{C_{уд}}{\eta_{в}} \frac{N_{гп}}{V}$$

В первом приближении можно считать, что отношение удельного расхода топлива к к. п. д. воздушного винта постоянно. В таком случае, как следует из рассматриваемых соотношений, часовой расход топлива с изменением скорости полета изменяется аналогично кривой Жуковского $N_{гп}(V)$. Поэтому приближению можно считать, что минимальный часовой расход топлива $C_{ч}$ и, следовательно, *максимальная продолжительность полета* достигаются при минимальном значении $N_{гп}$ (рис. 10.4), которое соответствует режиму прямолинейного горизонтального полета с экономической скоростью $V_{эк}$. На самом деле кривые $C_{ч}(V)$ и $N_{гп}(V)$ не совпадают. При условии постоянства отношения $C_{уд}N/\eta_{в}$ при изменении скорости полета согласно второй из рассматриваемых зависимостей минимальный километровый расход топлива $C_{к}$, а следовательно, и *максимальная дальность крейсерского полета* будут обеспечиваться при минимальном значении отношения $N_{гп}/V$. Минимальное значение отношения $N_{гп}/V$ определяется точкой касания прямой, проведенной из начала координат к кривой $N_{гп}(V)$. Эта точка соответствует прямолинейному установившемуся горизонтальному полету с наивыгоднейшей скоростью $V_{нв}$.

В действительности с изменением скорости полета отношение $C_{уд}N/V$ не остается постоянным. Увеличение скорости полета на заданной высоте требует уменьшения степени дросселирования двигателей (увеличения режима работы двигателей), что приводит к увеличению полной мощности силовой установки, реактивной составляющей тяги двигателей и удельного расхода топлива $C_{уд}$. С увеличением скорости полета к. п. д. воздушного винта несколько возрастает и в режиме крейсерского полета достигает максимального значения. В целом к.п.д. увеличивается более интенсивно, чем величина $C_{уд}N$, поэтому с ростом скорости полета отношение $C_{уд}N/\eta_{в}$ уменьшается. В результате кривые $C_{ч}(V)$ и $N_{гп}(V)$ не совпадают. Скорость, соответствующая максимальной продолжительности полета, как правило, несколько больше экономической ($V_L \geq V_{эк}$), а скорость, соответствующая максимальной дальности полета, несколько больше наивыгоднейшей скорости прямолинейного установившегося горизонтального полета ($V_L \geq V_{нв}$).

Так как удельный расход топлива у самолета с ТВД меньше, чем у самолета с ТРДД, то часовой и километровый расходы топлива у самолетов с ТВД на 40—60 % меньше, чем у самолетов с ТРДД, при прочих равных условиях.

На километровый и часовой расходы топлива значительное влияние оказывают условия эксплуатации самолетов, особенно высота и скорость полета.

10.3. Зависимость дальности и продолжительности полета от высоты

Влияние высоты полета на максимальные дальность и продолжительность полета определяется километровым и часовым расходами топлива.

Самолет с ТРДД. Для изучения влияния высоты на дальность и продолжительность полета воспользуемся зависимостями часового и километрового расходов топлива (10.4) и (10.7), кривыми Жуковского и зависимостями удельного расхода топлива от высоты полета (рис. 10.5).

При фиксированных значениях полетной массы самолета и коэффициента $c_{y\alpha}$ потребная тяга прямолинейного установившегося горизонтального полета самолетов с ТРДД с ростом высоты практически остается неизменной при значениях чисел $M < M_*$, а потребная скорость полета растет (рис. 10.5, а). При этом приборная скорость остается постоянной.

Удельный расход топлива $C_{уд}$ с ростом высоты полета уменьшается (рис. 10.5, б). Уменьшение удельного расхода топлива обусловлено падением температуры окружающего воздуха с ростом высоты, а также увеличением частоты вращения ротора за счет уменьшения пилотом степени дросселирования двигателей для обеспечения равенства потребных и располагаемых тяг. Снижение температуры воздуха наблюдается до высоты 11 км в условиях стандартной атмосферы. На высотах более 11 км атмосферное давление и плотность воздуха продолжают уменьшаться, а температура становится постоянной, что ведет сначала к прекращению снижения удельного расхода топлива, а затем к его росту. В результате на высотах 10—12 км минимальный часовой расход топлива оказывается на 40—60 % меньше, чем при полетах на уровне моря. При дальнейшем увеличении высоты часовой расход топлива возрастает. Отсюда следует, что наибольшей продолжительности полета можно достичь на высотах 10...12 км.

Километровый расход топлива $C_{к} = C_{ч}/V$ определяется часовым расходом топлива и скоростью полета. Поскольку часовой расход топ-

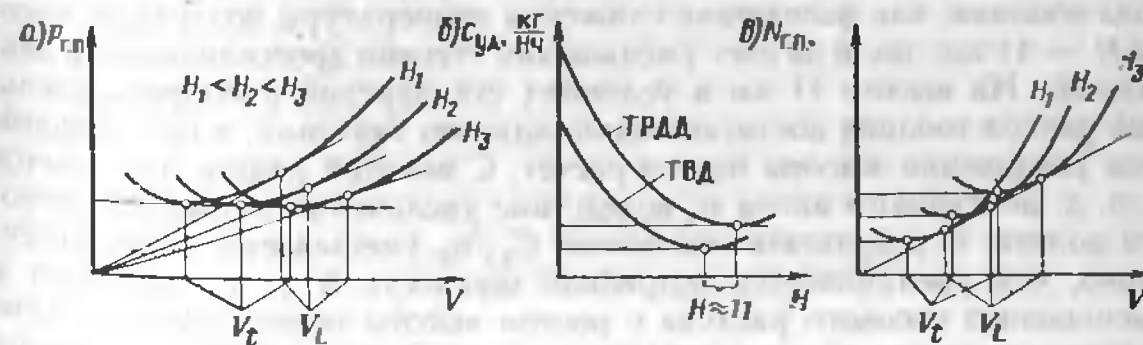


Рис. 10.5. Кривые Жуковского по тяге (а), мощности (в) и зависимости удельного расхода топлива от высоты полета (б)

лтва с увеличением высоты до $H = 11$ км уменьшается, а потребная скорость полета увеличивается, то километровой расход топлива с увеличением высоты будет уменьшаться, причем более интенсивно, чем часовой расход топлива. Вследствие роста истинной потребной скорости прямолинейного установившегося горизонтального полета километровой расход топлива C_k будет уменьшаться и на высотах $H > 11$ км, хотя и в меньшей степени. Так как увеличение высоты полета связано с ростом потребной скорости, уменьшением плотности воздуха и скорости звука, то на некоторой высоте число M может возрасти до значений $M \geq M_*$. При этом развитие волнового кризиса и рост лобового сопротивления самолета требуют либо увеличения потребной тяги, либо уменьшения скорости полета до докритических значений числа M полета. То и другое приводит к увеличению часового и километрового расходов топлива, к уменьшению дальности и продолжительности полета.

Как показывают теоретические исследования и практика летной эксплуатации самолетов, минимальный километровой расход топлива достигается на так называемой *оптимальной высоте* H_L , которая на 2—3 км меньше высоты практического потолка. Расход топлива при полете на оптимальной высоте на 50—75% меньше, чем на уровне моря. Чем больше практический потолок, а следовательно, и H_L , тем меньше километровой расход топлива. В соответствии с формулой $C_{k\text{трдд}} = C_{уд} P_{гп}/V$ километровой расход топлива достигает минимума при минимальном значении произведения $C_{уд}$ на отношение $\frac{P_{гп}}{V}$. Это возможно при наименьших значениях сомножителей. Таким

образом, минимальный километровой расход топлива C_k , а следовательно, и *наибольшая дальность полета* самолета с ТРДД достигаются при полете на оптимальной высоте H_L со скоростью V_L .

Самолет с ТВД. С увеличением высоты полета (10.5, в) потребная мощность двигателей и скорость прямолинейного установившегося горизонтального полета увеличиваются, кривые $N_{гп}(V)$ смещаются вверх и вправо.

Увеличение высоты полета приводит к уменьшению удельного расхода топлива, как вследствие снижения температуры воздуха до высоты $H = 11$ км, так и за счет уменьшения степени дросселирования двигателей. На высоте 11 км в условиях стандартной атмосферы удельный расход топлива достигает минимального значения, а при дальнейшем увеличении высоты полета растет. С высотой полета повышается к. п. д. воздушного винта η_v вследствие увеличения потребной скорости полета. В результате отношение $C_{уд}/\eta_v$ уменьшается более интенсивно, чем увеличивается потребная мощность $N_{гп}$, что приводит к уменьшению часового расхода с ростом высоты полета. Минимальное значение часового расхода топлива достигается на высоте ограничения мощности силовой установки, называемой расчетной высотой $H_{расч}$. Часовой расход топлива самолетов с ТВД на высотах, близких к прак-

тическому потолку, в 1,5—2 раза меньше, чем при полете на уровне моря.

Таким образом, наибольшая продолжительность полета достигается на высотах, близких к высоте ограничения мощности двигателя, и на скорости $V_L \geq V_{эк}$. Высота ограничения мощности двигателя приводится в техническом описании.

Километровой расход топлива для самолетов с ТВД $C_{k\text{ТВД}} = \frac{C_{уд}}{\eta_v} \frac{N_{гп}}{V}$ достигает минимального значения на высоте прямолинейного установившегося горизонтального полета, на которой произведение отношения $C_{уд}/\eta_v$ на $N_{гп}/V$ минимально. Как видно из рис. 10.5, в, с увеличением высоты полета отношение $\frac{N_{гп}}{V}$ остается постоян-

ным до высот и скоростей полета, на которых еще не проявляется волновой кризис. Отношение $C_{уд}/\eta_v$ с увеличением высоты полета уменьшается и достигает минимума при полете на оптимальной высоте H_L . На этой высоте километровой расход топлива в 2—2,5 раза меньше, чем на уровне моря. Таким образом, наибольшая дальность полета достигается при полете на оптимальной высоте с истинной скоростью V_L , которая несколько больше наивыгоднейшей.

10.4. Влияние полетной массы, состояния атмосферы и отказа двигателя на дальность и продолжительность полета

В предыдущих параграфах рассмотрено влияние на дальность и продолжительность полета двух важнейших эксплуатационных факторов: скорости и высоты полета. Высота в конкретном полете задается службой управления воздушным движением, а скорость полета выдерживается в соответствии с требованиями РЛЭ самолета. Кроме высоты и скорости полета, на часовой и километровой расходы топлива, а следовательно, на продолжительность и дальность полета оказывают влияние такие факторы, как полетная масса самолета, ветер, температура воздуха, отказ одного из двигателей, обледенение и др.

Влияние полетной массы. Увеличение полетной массы самолета, рост потребных скорости, тяги и мощности силовой установки, а следовательно, увеличение часового и километрового расходов топлива при определенном запасе топлива на борту приводит к уменьшению дальности и продолжительности полета. В результате выгорания топлива в полете масса самолета может уменьшиться на 20—40%, что вызывает соответствующее уменьшение километрового и часового расходов, поскольку они прямо пропорциональны полетной массе самолета (10.4, 10.5, 10.7, 10.8).

Если бы полет выполнялся на неизменной высоте, то по мере уменьшения полетной массы для уравнивания силы тяжести самолета $Y_a = G$ с целью поддержания горизонтального полета подъемную си-

лу $Y_a = c_{y_a} \frac{\rho V^2}{2} S$ нужно было бы постепенно уменьшать. Поскольку плотность воздуха в горизонтальном полете остается постоянной, то уменьшения подъемной силы можно достигнуть уменьшением скорости полета V путем снижения режима работы двигателей (увеличением степени дросселирования) и соответствующим изменением угла атаки. При этом должна поддерживаться скорость, соответствующая максимальной продолжительности V_L или максимальной дальности V_L полета. В этом случае достигается оптимизация продолжительности или дальности полета по скорости, но не обеспечивается оптимизация полета по высоте, даже если в начале горизонтального полета высота была оптимальной.

Уменьшение полетной массы самолета по мере выгорания топлива приводит к увеличению теоретического H_T и практического $H_{пр}$ потолков, а следовательно, и оптимальной высоты H_L . Очевидно, для обеспечения максимальной дальности необходимо выполнять полет по наклонной траектории с постепенным набором высоты с таким расчетом, чтобы высота поддерживалась оптимальной H_L . По мере набора высоты плотность воздуха ρ и температура воздуха T падают, а потребная истинная скорость, соответствующая максимальной дальности полета V_L , растет. Поскольку оптимальная высота H_L близка к практическому потолку, то полет с постепенным набором высоты H_L называется *полетом «по потолкам»*. При этом, если дальность полета самолетов равна 8—10 тыс. км, то увеличение оптимальной высоты полета составит 4—5 км. Полет по потолкам иногда называют режимом крейсерского набора высоты.

При полете «по потолкам» уменьшается километровый расход, а дальность полета увеличивается примерно на 10 % по сравнению с полетом на постоянной высоте.

Влияние ветра. Будем считать, что самолет совершает горизонтальный полет. Если полет выполняется при отсутствии ветра, то истинная V , земная $V_{г}$ и путевая $V_{п}$ скорости равны. При наличии встречной или попутной составляющей ветра самолет, совершая полет со скоростью V относительно воздуха, сносится относительно земной поверхности со скоростью ветра W . Путевая скорость

$$V_{п} = V_{г} = V \pm W.$$

Знак «—» относится к встречному ветру.

При скорости полета 200—250 м/с попутный и встречный ветер (например, при попадании в струйное течение) может соответственно изменять дальность полета на 20—25 %.

Влияние температуры воздуха. Предположим, что выполняется прямолинейный горизонтальный полет с постоянной приборной скоростью. При постоянном атмосферном давлении и изменении температуры воздуха приборная скорость, скоростной напор, а следовательно, и потребная тяга силовой установки $P_{гп} = c_{x_0} q S$ остаются посто-

янными. Но увеличение температуры воздуха приводит к уменьшению располагаемой тяги двигателей P_D (рис. 10.9). Поэтому для сохранения равновесия сил вдоль вектора скорости необходимо выдерживать равенство $P = P_{сп}$. Для этого при повышении температуры воздуха следует увеличить режим работы двигателей, а при пониженной температуре — уменьшить. Естественно, в первом случае часовой расход топлива увеличится, во втором уменьшится.

Часовой расход топлива при изменении температуры воздуха от T_1 до T_2 при известном часовом расходе $C_{ч1}$ при температуре воздуха T_1 определяется соотношением

$$C_{ч2} = C_{ч1} \sqrt{\frac{T_2}{T_1}} \quad (10.18)$$

Таким образом, с увеличением температуры воздуха уменьшается продолжительность полета, а с понижением температуры увеличивается.

Из анализа соотношений, полученных в разделе 6.5, следует, что при постоянном скоростном напоре и различных температурах воздуха T_1 и T_2 истинные скорости полета определяются соотношением

$$V_2 = V_1 \sqrt{\frac{T_2}{T_1}} \quad (10.19)$$

Подставляя зависимости (10.18) и (10.19) в формулу (10.6), получим

$$C_{к2} = \frac{C_{ч2}}{V_2} = \frac{C_{ч1} \sqrt{\frac{T_2}{T_1}}}{V_1 \sqrt{\frac{T_2}{T_1}}} = \frac{C_{ч1}}{V_1} = C_{к1} \quad (10.20)$$

Отсюда следует, что при полете с постоянной приборной скоростью температура воздуха не влияет на километровый расход топлива. Таким образом, изменение температуры воздуха не влияет на дальность полета.

Влияние отказа двигателя. Отказ одного или нескольких двигателей увеличивает лобовое сопротивление самолета, уменьшает располагаемую тягу силовой установки и скорость. Для поддержания скорости полета при отказе одного из двигателей необходимо увеличить режим работы остальных двигателей. Если при этом располагаемая тяга силовой установки больше или равна потребной тяге, то горизонтальный полет возможен на прежней высоте. В противном случае горизонтальный полет возможен только на меньшей высоте. При этом уменьшение высоты полета и повышение лобового сопротивления самолета ведут к увеличению часового и километрового расходов топлива, а следовательно, к уменьшению продолжительности и дальности полета.

Заметим, что увеличение режима работы работающих двигателей при отказе одного из двигателей (уменьшение степени дросселирования) может сопровождаться уменьшением удельного расхода топли-

ва, а следовательно, и уменьшением часового и километрового расходов, что ведет к увеличению дальности и продолжительности горизонтального полета даже несмотря на некоторое увеличение лобового сопротивления самолета за счет выключенного двигателя.

Дополнительная литература

[2], с. 369—397; [3], с. 86—99; [5], с. 97—101; [9], с. 106—119.

Контрольные вопросы

1. Что такое техническая и практическая дальность полета?
2. Объясните влияние скорости на дальность и продолжительность полета.
3. Объясните влияние высоты полета на дальность и продолжительность полета.
4. Что такое оптимальная высота полета?
5. Объясните влияние полетной массы на дальность и продолжительность полета?
6. Как выбрать режим наибольшей дальности полета?
7. Рассчитать дальность горизонтального полета самолета, если за время полета выработано 2000 кг топлива, километровый расход топлива $C_k = 9,7$ кг/км, начальная полетная масса самолета 16 000 кг. Ответ: $L_{гп} = 220$ км.
8. Рассчитать часовой расход топлива $C_{ч2}$ на эшелоне при температуре 263 К, если при температуре 253 К часовой расход $C_{ч1} = 4 500$ кг/ч. Ответ: $C_{ч2} = 4588$ кг/ч.

Глава 11

УСТОЙЧИВОСТЬ, УПРАВЛЯЕМОСТЬ И БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА В ПРОДОЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ

11.1. Основные понятия и определения

При изучении основных режимов полета и летно-технических характеристик самолета рассматривалось опорное движение центра масс под действием сил. Самолет считался сбалансированным и выполнял заданное пилотом движение по траектории. Сам процесс управления движением нас не интересовал.

Для осуществления заданного управляемого движения пилот должен обеспечить определенные значения углов атаки, скольжения, крена, режим работы двигателей, а значит требуемые значения сил и перегрузок. Так как реальное движение самолета всегда отличается от идеального вследствие разброса характеристик самого самолета, неточностей пилотирования, ветровых воздействий и т.п., то задачей пилота является также парирование возмущающих воздействий и сохранение параметров движения, близких к заданным.

Раздел динамики полета, в котором изучается процесс управления самолетом и оценивается возможность его движения по заданной тра-

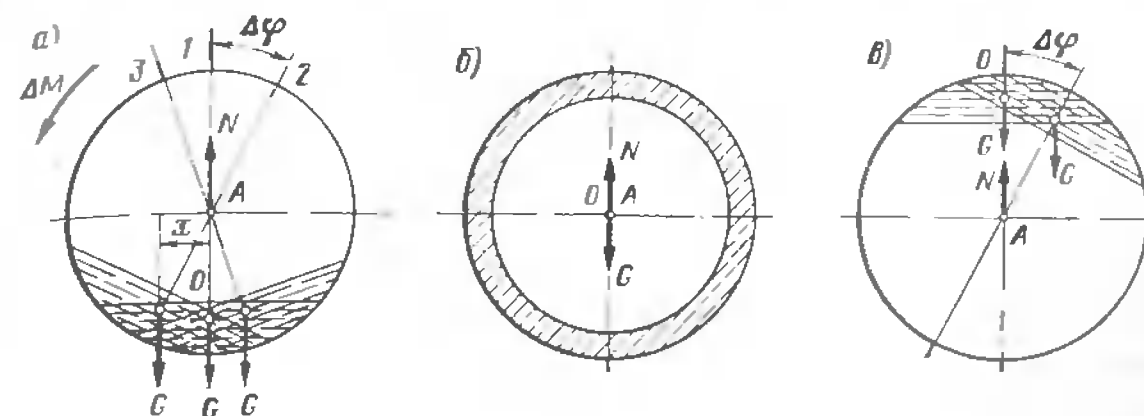


Рис. 11.1. Устойчивое (а), безразличное (б) и неустойчивое (в) положения равновесия дисков, подвешенных на горизонтальную ось, проходящую через геометрический центр А (О — центр масс диска)

ектории в различных условиях полета, называется *устойчивостью и управляемостью*.

Состояние самолета в полете, при котором действующие на него силы и их моменты не вызывают его вращения и не нарушают равномерного прямолинейного движения, называется *равновесием*. Если на тело, находящееся в равновесии, не действуют внешние возмущающие силы, то состояние равновесия будет продолжаться как угодно долго. Такое состояние на практике не реализуется, так как на тело всегда воздействуют внешние возмущающие силы. При отклонении тела от положения равновесия, силы, действующие на него, как правило, изменяются и равновесие сил нарушается. Изменение сил будет вызывать соответствующее движение тела. Если изменившиеся силы таковы, что под их действием тело возвращается к положению равновесия, то, несмотря на воздействие внешних возмущающих сил, тело будет находиться вблизи положения равновесия. В этом случае говорят об *устойчивом равновесии*. В других случаях изменения сил таковы, что они вызывают дальнейшее отклонение тела от положения равновесия. Под действием самого незначительного внешнего возмущения силы изменяются так, что тело все более отклоняется от положения равновесия, оно уже не будет оставаться вблизи положения равновесия, а уйдет далеко от него. Такое положение равновесия называют *неустойчивым*.

Итак, для устойчивости необходимо, чтобы при отклонении тела от положения равновесия возникали силы, возвращающие тело к первоначальному положению. В качестве примера рассмотрим равновесие диска массой m с центром масс O , не совпадающим с геометрическим центром A (рис. 11.1, а, в) и совпадающим с геометрическим центром (рис. 11.1, б). Диск подвешен на горизонтальной оси, проходящей через геометрический центр A . На него (рис. 11.1, а) действуют силы тяжести G , приложенная в центре масс, и равная ей, но противоположно направленной сила реакции опоры N . В начальный момент времени

силы G и N взаимно уравновешены, диск находится в состоянии равновесия. Если теперь диск отклонить из исходного положения на некоторый угол $\Delta\varphi$ вправо или влево, то сила тяжести будет уравновешена силой реакции опоры N , но сила тяжести G уже не будет проходить через точку опоры A и на плече x создаст момент Gx . Если диск отпустить (прекратить действие возмущения), то под влиянием момента Gx диск будет стремиться самостоятельно возвратиться в исходное положение равновесия. Момент силы, направленный на восстановление исходного положения равновесия $\Delta\varphi = 0$, называется *стабилизирующим*, а такое положение равновесия тела называется *устойчивым*.

В случае, показанном на рис. 11.1, б, центр масс диска совпадает с его геометрическим центром (масса диска равномерно распределена по ободу). Под действием внешнего момента диск может повернуться на некоторый угол от исходного положения, и после прекращения действия внешнего момента равновесие сил тяжести и реакции опоры сохранится ($N = G$). При этом линия действия силы тяжести будет проходить через точку опоры, и момент ее относительно этой точки будет всегда равен нулю. Такое положение равновесия называется *безразличным* (нейтральным).

Рассмотрим положение диска, показанное на рис. 11.1, в. Очевидно, даже самое малое отклонение диска на угол $\Delta\varphi$ из исходного положения приводит к возникновению момента силы Gx , который стремится еще больше отклонить диск от исходного положения равновесия, еще больше увеличить угол $\Delta\varphi$. Такое положение равновесия называется *неустойчивым*, а момент Gx называется *дестабилизирующим*. Следует заметить, что равновесие сил G и N сохраняется и в этом случае.

Для обеспечения состояния равновесия самолета в полете пилот задает соответствующий потребной скорости полета режим работы двигателей и угол атаки. Действующие на самолет моменты тяги двигателей и аэродинамических сил уравновешиваются соответствующими аэродинамическими моментами органов управления, возникающими при отклонении рулей высоты направления и элеронов. Обычно равновесие самолета в полете рассматривают относительно трех осей связанной системы координат. Если все силы, действующие на самолет вдоль рассматриваемой оси, взаимно уравновешены, а также уравновешены моменты сил относительно этой оси, т. е. выполняются условия $\Sigma F = 0$ и $\Sigma M = 0$, то самолет находится в состоянии *равновесия* или *балансировки*.

Процесс уравновешивания моментов, действующих на самолет, путем соответствующего отклонения органов управления называется *балансировкой*.

Невозмущенное (опорное) движение самолета может быть как прямолинейным, так и криволинейным. В реальном (возмущенном) движении самолета выделяют собственное и вынужденное возмущенное движение самолета. Движение самолета после прекращения действия возмущения, нарушившего состояние исходного равновесия, называется *собственным возмущенным движением*. Оно может быть периоди-

ческим или аperiodическим, затухающим или незатухающим. Такое движение можно получить, если находящемуся в равновесии самолету сообщить некоторое начальное возмущение, а затем предоставить самому себе. Собственное возмущенное движение самолета наблюдается после воздействия резкого порыва ветра, отклонения руля, сброса груза и т.п.

Движение самолета при наличии постоянно действующего возмущения называется *вынужденным* возмущенным движением, например, движение самолета в процессе отклонения руля, изменения конфигурации, постоянного воздействия ветра и т.п. Способность самолета самостоятельно, без вмешательства пилота сохранять заданный режим полета и возвращаться к исходному режиму после прекращения действия возмущения называется *устойчивостью*. Способность самолета реагировать на отклонения органов управления и в ответ на соответствующие действия пилота выполнять любой маневр, предусмотренный условиями летной эксплуатации самолета, называется *управляемостью*.

Для оценки характера движения самолета в первый момент после прекращения действия возмущения введено понятие *статической устойчивости*. Если диск (рис. 11.1, а) отклонить от исходного положения равновесия на угол $\Delta\varphi$, затем снять возмущение, то под действием возникшего стабилизирующего момента силы тяжести Gx диск будет стремиться возвратиться в исходное положение равновесия. В этом случае диск обладает статической устойчивостью. Диск (рис. 11.1, в), отклоненный от исходного положения равновесия даже на самый малый угол $\Delta\varphi$, под действием возрастающего дестабилизирующего момента силы тяжести Gx , будет стремиться еще больше отклониться от исходного положения равновесия, еще больше увеличить $\Delta\varphi$. В этом диск статически неустойчив. В рассмотренном случае стабилизирующим и дестабилизирующим моментом был момент силы тяжести.

На самолет в полете также действуют стабилизирующие моменты, которые имеют аэродинамическую природу. Таким образом, если в первый момент после прекращения действия внешнего возмущения на самолет действует стабилизирующий момент, определяющий начальную тенденцию движения к исходному положению равновесия, то самолет *статически устойчив*. Наличие дестабилизирующего момента, определяющего начальную тенденцию движения самолета от исходного положения равновесия, говорит о его *статической неустойчивости*.

Понятие *устойчивости движения* включает начальную тенденцию движения и процесс движения самолета после прекращения действия возмущения. Поясим это свойство на примере. Отклоним диск (рис. 11.1, а) на некоторый угол $\Delta\varphi$ из положения 1 в положение 2 и отпустим его. Под действием стабилизирующего момента Gx диск, преодолевая сопротивление трения о воздух и трения в опоре (сопротивление демпфирующих моментов) и сопротивление инерционного момента и ускоряя движение, начнет возвращаться в положение 1

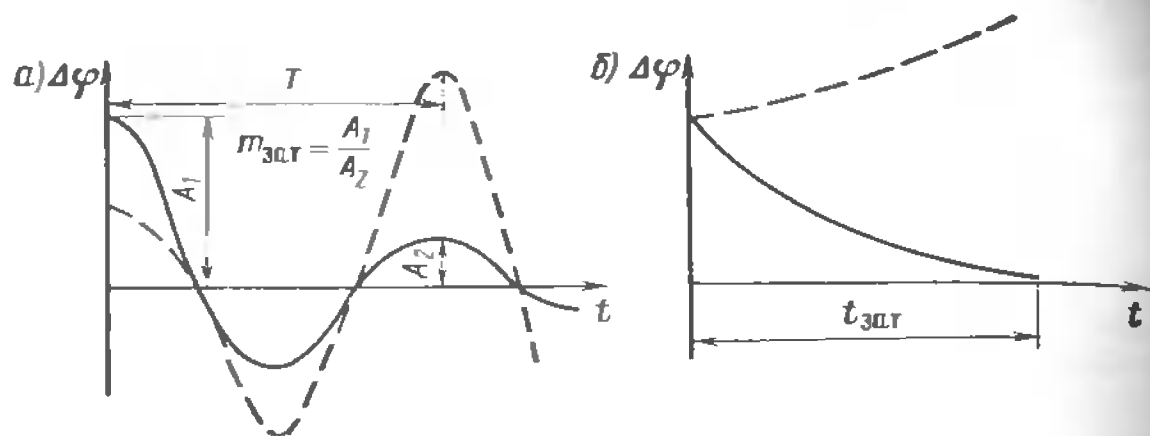


Рис. 11.2. Основные типы возмущенного движения самолета:
а — колебательное; б — аперодическое (штриховой линией показано неустойчивое движение)

исходного равновесия. Угол $\Delta\varphi$ будет уменьшаться и в положении I достигнет значения $\Delta\varphi = 0$. При этом координата x , а следовательно, и стабилизирующий момент Gx также станут равными нулю, но скорость диска достигнет наибольшего значения.

Под действием инерционного момента диск «проскочит» положение устойчивого равновесия I и, преодолевая сопротивление демпфирующего момента и действие теперь уже противоположно направленного стабилизирующего момента, будет постепенно замедлять движение, увеличивая угол $\Delta\varphi$. В положении 3 его угловая скорость станет равной нулю, а отклонение $\Delta\varphi$, координата x , а следовательно, и стабилизирующий момент Gx достигнут своего наибольшего значения с противоположным знаком. Далее процесс повторится в обратном направлении. Постепенно под действием демпфирующего момента колебания диска будут затухать, и он возвратится в исходное положение равновесия I . Изменение угла отклонения $\Delta\varphi$ в процессе колебательного движения диска описывается синусоидальной кривой с убывающей амплитудой (рис. 11.2, а, сплошная кривая). Интенсивность затухания колебаний будет тем больше, чем больше демпфирующий момент. При очень большом трении (например, если рассматривать движение диска не в воздухе, а в глицерине) процесс возвращения к исходному положению равновесия может стать не колебательным, а аперодическим (рис. 11.2, б, сплошная кривая).

Если рассмотреть процесс собственного движения статически неустойчивого диска (см. рис. 11.1, в), то можно заметить, что под действием все возрастающего момента он продолжает с нарастающей скоростью уходить от положения неустойчивого равновесия I и самостоятельно к нему не возвратится. Наличие статической неустойчивости приводит к неустойчивости движения (рис. 11.2, б, штриховая кривая).

Исследования показывают, что наличие статической устойчивости является необходимым, но недостаточным условием устойчивости движения. Статическая устойчивость еще не гарантирует того, что положение устойчивого равновесия будет восстановлено. Это объясняется

тем, что общий результат движения определяется не только стабилизирующими моментами, но еще и демпфирующими. Так, если ось вращения диска (рис. 11.1, а) привести в возвратно-поступательное движение в плоскости диска, то при некоторой частоте колебаний оси диск начнет раскачиваться с нарастающей амплитудой и все дальше будет уходить от положения устойчивого равновесия I . Изменение угла отклонения диска от исходного положения равновесия во времени изображается синусоидальной кривой с нарастающей амплитудой (рис. 11.2, а, штриховая кривая). Наличие статической устойчивости диска не обеспечило устойчивости движения.

На самолет в полете, кроме стабилизирующих (дестабилизирующих) моментов, также действуют демпфирующие и инерционные моменты, природа которых будет рассмотрена в последующих главах. Суммарное воздействие указанных моментов определяет в конечном итоге устойчивость его движения. Устойчивый самолет обладает двумя ценными качествами. Он сохраняет известную невосприимчивость к воздействию относительно слабых возмущений, а на более сильные возмущения, способные нарушить режим балансировки, он отвечает только такими видами движения, которые обеспечивают быстрое восстановление исходного режима полета.

Устойчивость движения самолета зависит от фактических условий полета (V, H, M, α, β), особенностей аэродинамической компоновки, положения центра тяжести, конфигурации, режима работы двигателей, степени жесткости конструкции самолета, работы бортовых автоматических систем управления, степени фиксации пилотом рычагов управления. Влияние этих факторов на устойчивость движения не одинаково, поэтому проводится качественная оценка устойчивости движения каждого типа самолета, поступающего в массовую эксплуатацию в различных условиях полета.

Как и устойчивость, управляемость самолета оценивается статическими и динамическими характеристиками. Она характеризуется усилиями на рычагах управления и отклонениями рычагов, необходимыми для осуществления балансировки самолета в различных установившихся режимах полета. Управляемость качественно оценивается способностью самолета «ходить за рычагами» и характером реакции самолета на отклонение органов управления. Оно зависит от характеристик устойчивости, особенностей системы ручного и автоматического управления движением, режима полета, полетной конфигурации. Количественно управляемость оценивается в процессе летных испытаний на всех эксплуатационных режимах полета, при всех основных вариантах загрузки и конфигурации самолета.

Устойчивость и управляемость относятся к числу особенно важных физических свойств самолета. От них в значительной мере зависят безопасность полетов, простота и точность пилотирования, полнота реализации экипажем технических возможностей самолета. Сопоставляя понятия устойчивости и управляемости самолета, можно сделать вывод, что они в известной мере противоположны. Устойчивость — спо-

способность самолета сохранять заданный режим полета, а управляемость — изменять его. Вместе с тем между этими характеристиками существует теснейшая связь. Она заключается в том, что с повышением устойчивости самолета при прочих неизменных условиях увеличиваются требуемые перемещения рычагов управления и усилия на них, необходимые для изменения режима полета. При больших требуемых отклонениях рулей могут быть ограничены маневренные возможности самолета. При больших усилиях на рычагах управления пилот быстро утомляется при выполнении маневров. О таком самолете говорят, что он «тяжел в управлении». Но самолетом трудно управлять и тогда, когда отклонения рулей и усилия, требуемые для их отклонения, слишком малы. В этом случае самолет очень чувствителен к изменению усилий на рычагах, реагирует на малое, иногда произвольное перемещение рычага, требуя от пилота большого внимания, точного и плавного управления. О таком самолете говорят, что он «строг в управлении».

Таким образом, уменьшение устойчивости самолета сопровождается, с одной стороны, уменьшением требуемых отклонений рулей и необходимых для этого усилий, с другой — усложнением пилотирования самолета.

Очевидно, что при некотором повышении устойчивости самолета, «строгости в управлении», улучшится и его управляемость, так как увеличатся требуемые отклонения рычагов управления и усилия на них. Управление малоустойчивым или неустойчивым самолетом требует от пилота двойных движений рычагами, например, большого движения штурвала вперед и тут же движения назад. На устойчивом самолете практически отсутствуют двойные движения рычагами. Самолет, обладающий хорошей по оценке пилота устойчивостью, реагирует на управляющие воздействия пилота практически без запаздывания, чем облегчаются контроль за режимом полета и дозировка требуемых отклонений рычагов управления для поддержания заданного режима полета и выполнения маневра.

При хорошей устойчивости и управляемости полнее используются технические возможности самолета, обеспечиваются точность и простота пилотирования, существенно повышается безопасность полетов. При этом разгружается внимание пилота, уменьшаются психофизиологические затраты, сокращается доля полетного времени, расходуемого непосредственно на поддержание требуемого режима полета.

Понятия управляемость самолета и управление самолетом не тождественны. Первое является определенным физическим свойством самолета и характеризует «послушность» самолета пилоту. Второе определяет характер воздействия пилота или бортового автомата на соответствующие органы управления самолета с целью изменения параметров движения. Понятие управляемость не следует также путать с понятием маневренность. С точки зрения пилота управляемость характеризует «послушность» самолета при повороте вокруг центра масс,

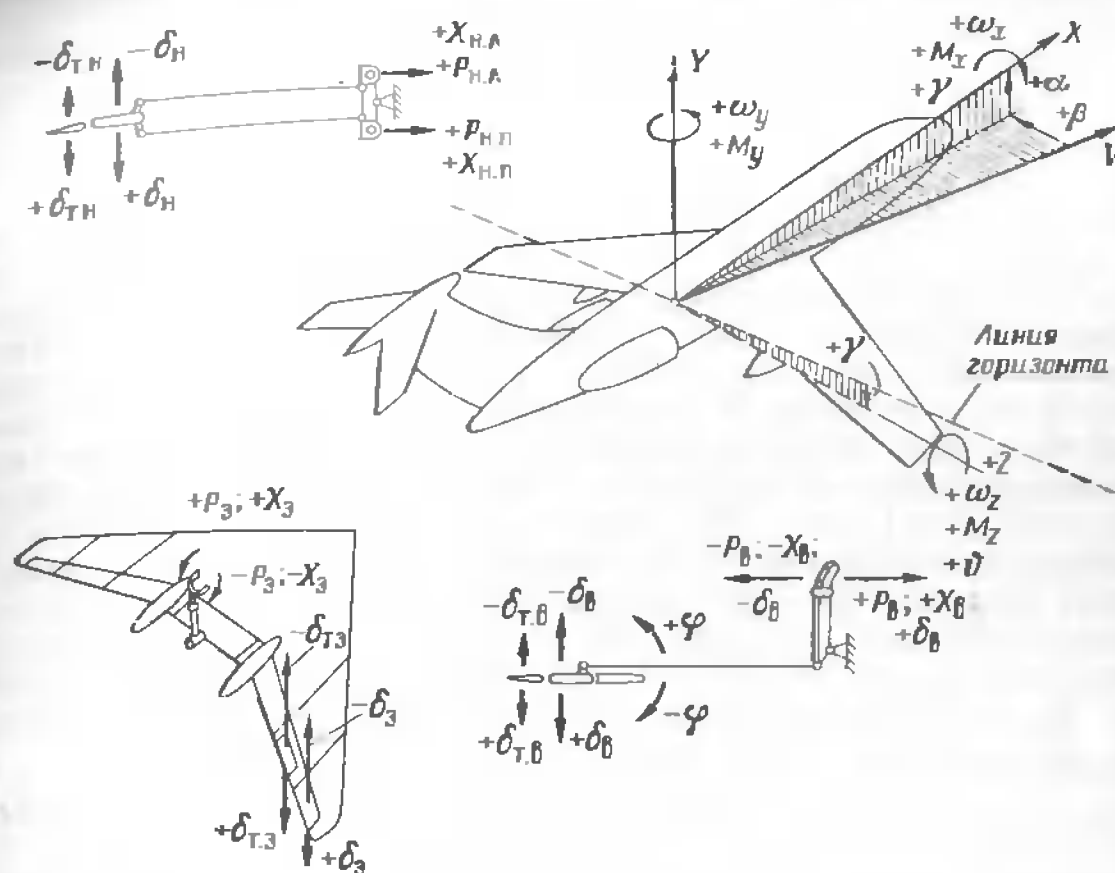


Рис. 11.3. Правило знаков

а маневренность оценивается перемещениями центра масс в пространстве.

При решении большинства задач устойчивости и управляемости самолета продольное и боковое движения считаются независимыми и рассматриваются отдельно. Соответственно устойчивость и управляемость рассматривают в продольном и боковом движении. Знаки углов, моментов и угловых скоростей положительны, если они соответствуют вращению самолета по часовой стрелке для наблюдателя, смотрящего из начала координат по направлению осн, относительно которой происходит вращение (рис. 11.3). Направления отклонения рычагов управления и органов управления считаются положительными, если в результате их отклонения создаются отрицательные моменты.

Обеспечение приемлемых характеристик устойчивости и управляемости самолета достигается в процессе конструирования, изготовления и летных испытаний самолета. Характеристики устойчивости и управляемости создаваемого самолета исследуют на основе достигнутого опыта, методами математического моделирования, в процессе трубного и летного экспериментов. Подробно с этими методами можно ознакомиться в литературе [3, 7, 11]. Окончательную качественную оценку устойчивости и управляемости самолета по результатам летных испытаний дает пилот-испытатель. В своем отзыве он отмечает

достоинства и недостатки самолета в отношении безопасности полета, доступности самолета пилоту средней квалификации, полного выполнения требований технического задания.

11.2. Статические моменты тангажа

Для простоты будем считать, что продольное движение самолета протекает в вертикальной плоскости, крен и скольжение отсутствуют. Полет совершается под действием тяги, силы тяжести, аэродинамических сил и их моментов относительно поперечной оси OZ , проходящей через центр масс самолета (рис. 11.4). Так как линии действия тяги силовой установки P (равнодействующей тяги двигателей) и аэродинамической силы планера R_A (равнодействующей аэродинамических сил, распределенных по поверхности планера) в общем случае не проходят через центр масс самолета, то они создают соответствующие моменты относительно поперечной оси OZ связанной системы координат: момент тангажа тяги M_{P_z} и аэродинамический момент тангажа планера M_z . Результирующий момент тангажа, действующий на самолет при продольном движении,

$$M_{R_z} = M_z + M_{P_z} \quad (11.1)$$

Знаки моментов, углов, угловых скоростей и ускорений, отклонений рычагов управления определяются согласно принятому правилу (см. рис. 11.3). За положительные принимают изменения указанных параметров, происходящие по направлению часовой стрелки, если смотреть по оси OZ из центра масс самолета. Отрицательные моменты, стремящиеся уменьшить угол атаки, называются *пикирующими*, а

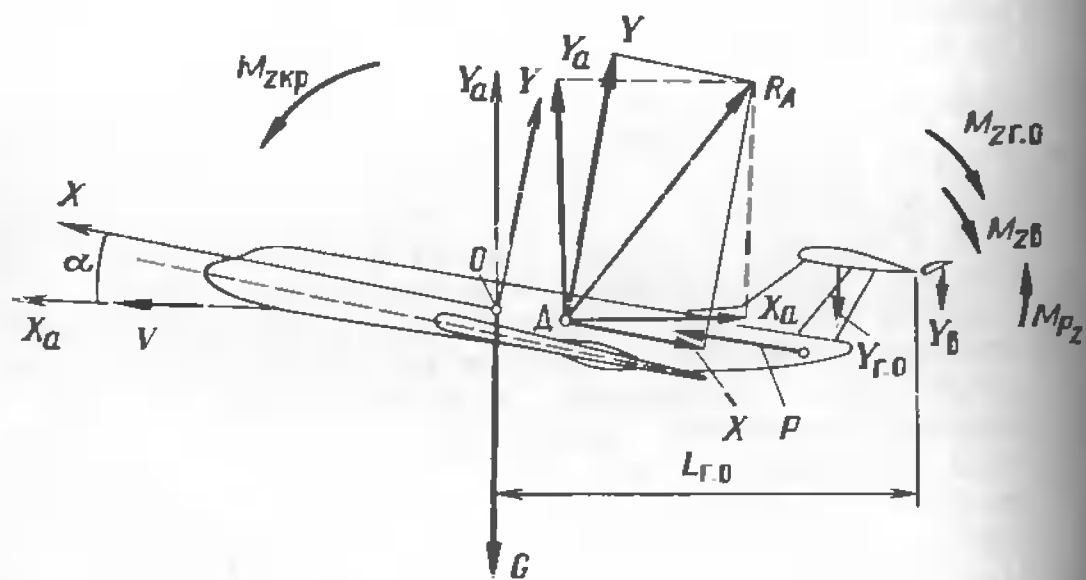


Рис. 11.4. Схема сил, действующих на самолет в полете, и моменты тангажа

положительные, стремящиеся увеличить угол атаки, — *кабрирующими*.

Проекция аэродинамической силы планера R_A на оси OX и OY связанной системы координат называются соответственно *продольной* X и *нормальной* Y силами. В пределах летных углов атаки нормальная сила близка к подъемной, т. е. $Y = Y_a$. На основании этого в теории устойчивости и управляемости самолета употребляют термин «подъемная сила», а на самом деле подразумевают нормальную силу.

Продольная сила X и сила лобового сопротивления X_a на малых углах атаки примерно равны, на средних углах атаки продольная сила близка нулю, а на больших углах атаки она меняет знак и становится направленной вперед по средней аэродинамической хорде крыла, тогда как сила лобового сопротивления X_a всегда направлена против вектора скорости полета.

Подъемная сила самолета складывается из подъемных сил крыла $Y_{кр}$, горизонтального оперения $Y_{г.о.}$, фюзеляжа $Y_{ф}$ и силы $\Delta Y_{инт}$ обусловленной интерференцией частей самолета:

$$Y = Y_{кр} + Y_{г.о.} + Y_{ф} + \Delta Y_{инт} \quad (11.2)$$

В свою очередь, подъемную силу горизонтального оперения можно представить в виде двух слагаемых: подъемной силы $Y_{aг.о.}$ горизонтального оперения, обусловленной только изменением угла атаки самолета, и подъемной силы $Y_{в.}$ обусловленной только отклонением стабилизатора на угол φ и отклонением руля высоты на угол $\delta_{в.}$:

$$Y_{г.о.} = Y_{aг.о.} + Y_{в.} \quad (11.3)$$

Подъемная сила горизонтального оперения $Y_{aг.о.}$, обусловленная углом атаки самолета, во много раз больше, чем сила $Y_{в.}$, поэтому можно считать, что $Y_{г.о.} \approx Y_{aг.о.}$. Силу $Y_{aг.о.}$ включим в состав подъемной силы самолета Y_a , а участием сравнительно небольшой силы $Y_{в.}$ в образовании подъемной силы самолета пренебрежем.

Управляющий момент тангажа на самолетах с неподвижным стабилизатором создается при отклонении руля высоты на угол $\delta_{в.}$. На самолетах с управляемым стабилизатором (стабилизатором, изменяющим свое положение под действием системы управления) управляющий момент создается при отклонении стабилизатора на угол φ , на самолетах с подвесным стабилизатором (изменяемым в полете углом установки) — за счет угла установки φ стабилизатора и отклонения руля высоты на угол $\delta_{в.}$. Для последнего случая управляющий момент тангажа

$$M_{Bz} = Y_{в.} L_B = m_{Bz} q S b_A = m_z^{\varphi} \varphi q S b_A + m_z^{\delta_{в.}} \delta_{в.} q S b_A \quad (11.4)$$

где $m_z^{\varphi} = \frac{dm_z}{d\varphi}$ и $m_z^{\delta_{в.}} = \frac{dm_z}{d\delta_{в.}}$ — соответственно коэффициенты эффективности стабилизатора и руля высоты. Они показывают, как изменяется коэффициент продольного момента m_z при изменении углов отклонения стабилизатора φ и руля высоты $\delta_{в.}$ на 1° .

Таким образом, если стабилизатор или руль высоты отклонены от исходного положения, как показано на рис. 11.4, то такое отклонение согласно правилу знаков считается отрицательным (углы φ и δ_B отрицательны). При этом на самолет действуют кабрирующие (положительные) управляющие моменты $M_{\Gamma OZ}$ и M_{BZ} . Так как знак момента, создаваемого органом управления, противоположен знаку отклонения органа управления, то производные m_z^φ и $m_z^{\delta_B}$ отрицательны.

Отклонение руля высоты или стабилизатора приводит к соответствующему изменению коэффициента управляющего момента тангажа $\Delta m_{\varphi z} = m_z^\varphi \Delta \varphi$, или $\Delta m_{Bz} = m_z^{\delta_B} \Delta \delta_B$. Коэффициенты эффективности стабилизатора m_z^φ и руля высоты $m_z^{\delta_B}$ зависят от числа M полета (рис. 11.5). При приближении числа M полета к числу M_* коэффициенты эффективности увеличиваются по абсолютному значению, а при $M > M_*$ — уменьшаются, что обусловлено перераспределением давления на горизонтальном оперении.

Аэродинамический момент тангажа

$$M_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} S b_A \quad (11.5)$$

создается крылом, фюзеляжем, горизонтальным оперением, gondолами двигателей и т.д.

У самолетов традиционной компоновочной схемы крыла образуется отрицательный (пикирующий) момент тангажа и для его балансировки (уравновешивания) горизонтальное оперение (включая руль высоты) должно создавать равный ему, но противоположно направленный кабрирующий момент. Главную роль в создании этого момента играет горизонтальное оперение (стабилизатор), осуществляющее как бы грубую балансировку самолета. Это и явилось основанием для включения подъемной силы $Y_{\Gamma O}$ в состав подъемной силы самолета. Тонкая балансировка обеспечивается отклонением руля высоты или стабилизатора. Отклоняя стабилизатор и руль высоты, пилот балансирует самолет, взаимно уравновешивая моменты, действующие относительно оси OZ и обеспечивая равенство $\Sigma M_z = 0$. Зависимость коэффициента аэроди-

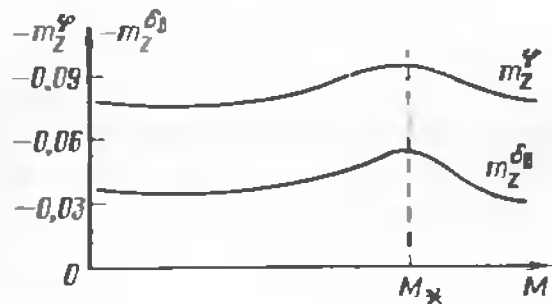


Рис. 11.5. Зависимость коэффициентов эффективности стабилизатора m_z^φ и руля высоты $m_z^{\delta_B}$ от числа M полета

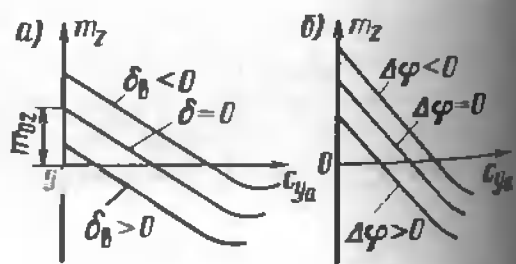


Рис. 11.6. Зависимости коэффициента аэродинамического момента тангажа от коэффициента подъемной силы при различных углах отклонения руля высоты (а) и стабилизатора (б)

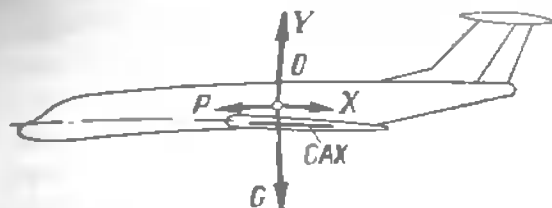


Рис. 11.7. Схема сил, действующих на сбалансированный относительно оси OZ самолет ($M_{Rz} = 0$)

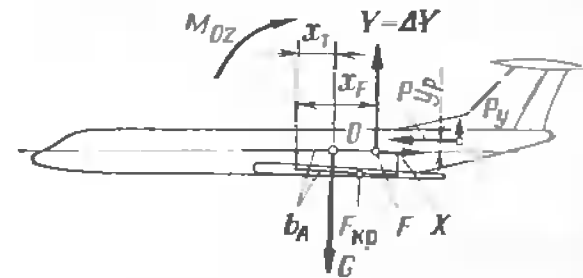


Рис. 11.8. Схема сил, действующих на самолет с использованием фокуса по углу атаки

намического момента тангажа самолета m_z от угла атаки и коэффициента аэродинамической нормальной силы при различных углах отклонения стабилизатора и руля высоты (рис. 11.6) близки к линейным при углах атаки $\alpha < \alpha_{\Gamma P}$. Точки пересечения кривых $m_z(c_y)$ с осью абсцисс соответствуют балансирующему положению руля высоты или стабилизатора.

Если самолет сбалансирован в продольном движении, то вращение относительно поперечной силы OZ отсутствует. Самолет участвует только в поступательном движении под действием системы сил P, Y, X, G , которые можно считать приложенными в центре масс (рис. 11.7). При изменении угла атаки на величину $\Delta \alpha$ изменяется аэродинамическая сила планера R_A , приложенная в центре давления. Продольная балансировка самолета нарушается, появляется неуравновешенный аэродинамический момент тангажа ΔM_z , который вызывает поворот самолета относительно оси OZ . Вместе с тем изменение угла атаки обуславливает изменение положения центра давления. Поскольку определение координат центра давления представляет значительные трудности, то при решении задач устойчивости и управляемости вводят понятия фокуса крыла $F_{кр}$ и фокуса самолета F , аналогичные понятию фокуса профиля.

Фокусом крыла называется точка $F_{кр}$, расположенная на средней аэродинамической хорде b_A , спроектированной на плоскости симметрии самолета, относительно которой момент тангажа остается постоянным при небольших изменениях угла атаки. Фокусом самолета (фокусом по углу атаки) называется точка F , расположенная на линии пересечения плоскости OXZ связанной системы координат с плоскостью симметрии самолета, относительно которой момент тангажа остается постоянным при малых изменениях угла атаки.

Так как положение фокуса и центра масс самолета отсчитывается от носка средней аэродинамической хорды крыла b_A и выражается в долях (процентах) ее длины, то для удобства спроецируем хорду b_A на линию пересечения плоскости OXZ связанной системы координат с плоскостью симметрии самолета (на ось OX связанной системы координат).

Если использовать понятие фокуса самолета и перенести аэродинамические силы из центра давления в фокус, добавив аэродинамический момент тангажа при нулевой подъемной силе M_{0z} , то получим схему сил и моментов тангажа, приведенную на рис. 11.8. Действительно, при угле атаки нулевой подъемной силы α_0 подъемная сила самолета $Y_a = 0$, на самолет действует аэродинамический момент тангажа (аэродинамический момент тангажа при нулевой подъемной силе),

$$M_{0z} = m_{0z} \frac{\rho V^2}{2} S b_A, \quad (11.4)$$

создаваемый силой лобового сопротивления относительно фокуса самолета. При любом угле атаки ($\alpha_0 < \alpha < \alpha_{т.р}$) в фокусе самолета появится подъемная сила Y_a , которая создаст аэродинамический момент тангажа

$$M_z = M_{0z} + Y(x_F - x_T), \quad (11.5)$$

где x_F и x_T — координаты фокуса и центра масс относительно начала средней аэродинамической хорды крыла (САХ).

Таким образом, аэродинамический момент тангажа самолета представляет сумму моментов: момента M_{0z} , не зависящего от угла атаки, и момента $Y(x_F - x_T)$, создаваемого приращением подъемной силы $\Delta Y_a = Y_a$, которое возникает при изменении угла атаки и приложено в фокусе самолета.

В отличие от центра давления положение фокуса самолета остается практически постоянным в диапазоне летных углов атаки при $M < M_*$. В нормальных условиях эксплуатации фокус самолета F всегда располагается позади центра масс (позади проекции O' центра масс самолета на B_A). Зависимость положения самолета F и фокуса крыла $F_{кр}$ относительно носка соответствующей проекции средней аэродинамической хорды крыла b_A от числа M полета показана на рис. 11.8.

Расстояние от носка проекции b_A средней аэродинамической хорды крыла на ось OX до центра масс самолета, выраженное в процентах (долях) длины b_A , называется *центровкой* самолета:

$$\bar{x}_T = \frac{x_T}{b_A} 100\%, \quad (11.6)$$

или

$$\bar{x}_T = x_T / b_A. \quad (11.7)$$

Например, если центр тяжести самолета расположен на расстоянии равно $1/4$ длины проекции b_A от ее носка, то центровка самолета будет 25% (в соответствии с формулой 11.6) или 0,25 (в соответствии с формулой 11.7).

Центровка пустого самолета приводится в его формуляре. Положение центра тяжести самолета, а значит и его центровка зависят от

массы груза и числа пассажиров, размещения груза и пассажиров по длине фюзеляжа, от массы топлива, его размещения и выработки в процессе полета, положения шасси (выпущено, убрано), перемещения груза и пассажиров.

Определение центровки и ее контроль осуществляются экипажем. При этом достигаются наиболее приемлемые центровки в пределах установленного руководством по летной эксплуатации самолета эксплуатационного диапазона центровок. Эксплуатационный

диапазон центровок ограничивается предельно передней $\bar{x}_{п.п}$ и предельно задней $\bar{x}_{п.з}$ (рис. 11.9). Например, для самолета АН-24 эксплуатационный диапазон центровок равен 15—32%, для Ту-154 16,5—32%, для Ил-62 27—34%. Определение центровок в практике летной эксплуатации проводится по номограммам (центровочным графикам), центровочным линейкам и другими методами. Центровка оказывает основное влияние на характеристики устойчивости и управляемости самолета.

Использование понятия фокуса самолета позволяет существенно упростить подход к определению момента тангажа. Аэродинамический момент тангажа M_z , действующий на самолет при угле атаки, отличном от угла атаки α_0 , является алгебраической суммой моментов тангажа, создаваемых нормальной Y и продольной X силами, приложенными в центре давления:

$$M_z = M_{Y_z} + M_{X_z}.$$

Момент тангажа M_{X_z} , создаваемый продольной силой X , сравнительно мал, так как плечо силы X относительно оси OZ обычно невелико. При изменении углов атаки в летном диапазоне сила X меняет знак и на средних углах атаки близка к нулю. Поэтому примем $M_{X_z} = 0$. В связи с этим будем считать, что она приложена не в центре давления, а в фокусе самолета. Как показывают исследования, такой перенос силы X не вносит существенной ошибки в расчеты продольной устойчивости и управляемости.

Таким образом, основная доля продольного аэродинамического момента создается за счет нормальной силы Y , зависящей от угла атаки. Поскольку коэффициент аэродинамического момента тангажа m_z в формуле (11.5) в диапазоне летных углов атаки при скоростях полета, соответствующих числам $M < M_*$, практически линейно зависит от уг-

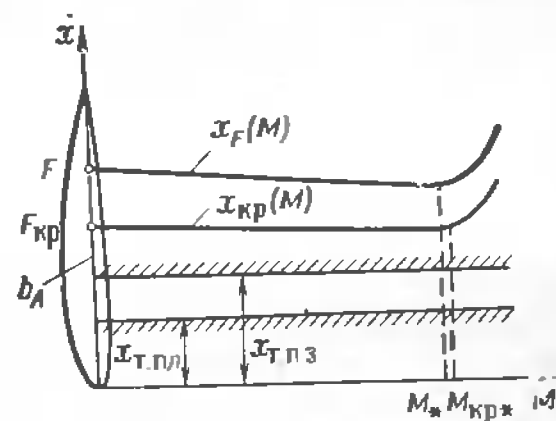


Рис. 11.9. Влияние числа M полета на положение фокуса крыла и фокуса самолета F

ла атаки α и коэффициента аэродинамической нормальной силы c_z (рис. 11.6), то формулу (11.5) можно привести к виду

$$M_x = m_z^\alpha \Delta\alpha q S b_A = m_z^{c_y} \Delta c_y q S b_A, \quad (11.10)$$

где $m_z^\alpha = \frac{\partial m_z}{\partial \alpha}$ и $m_z^{c_y} = \frac{\partial m_z}{\partial c_y}$ — угловые коэффициенты (тангенсы углов наклона) кривых $m_z(\alpha)$ и $m_z(c_y)$.

Равнодействующая тяги двигателей P в общем случае не проходит через центр масс самолета, поэтому возникает момент тангажа от тяги M_{P_z} относительно оси OZ (рис. 11.10). Кроме того, при косо́й обдувке воздушного винта (см. рис. 5.8) и косо́й обдувке входного устройства ТРД (при набегании воздушного потока под углом к оси двигателя) на входном устройстве вследствие потери части количества движения при повороте набегающего потока появляется нормальная составляющая тяги P_y (см. рис. 11.10).

Момент тангажа силы тяги

$$M_{P_z} = P y_P + P_y x_P, \quad (11.11)$$

где y_P и x_P — соответственно плечи тяги P и нормальной составляющей тяги P_y .

Очевидно, при верхнем относительно центра масс самолета расположении равнодействующей тяги силовой установки создается пикнирующий момент, при нижнем — кабрирующий. Значительное влияние на момент тангажа самолета оказывают обдувка частей самолетоструей от воздушного винта ТВД, а также воздействие струи ТРДД. Используя правило знаков (см. рис. 11.3) применительно к схеме самолета, изображенного на рис. 11.8, получим выражение для резуль-

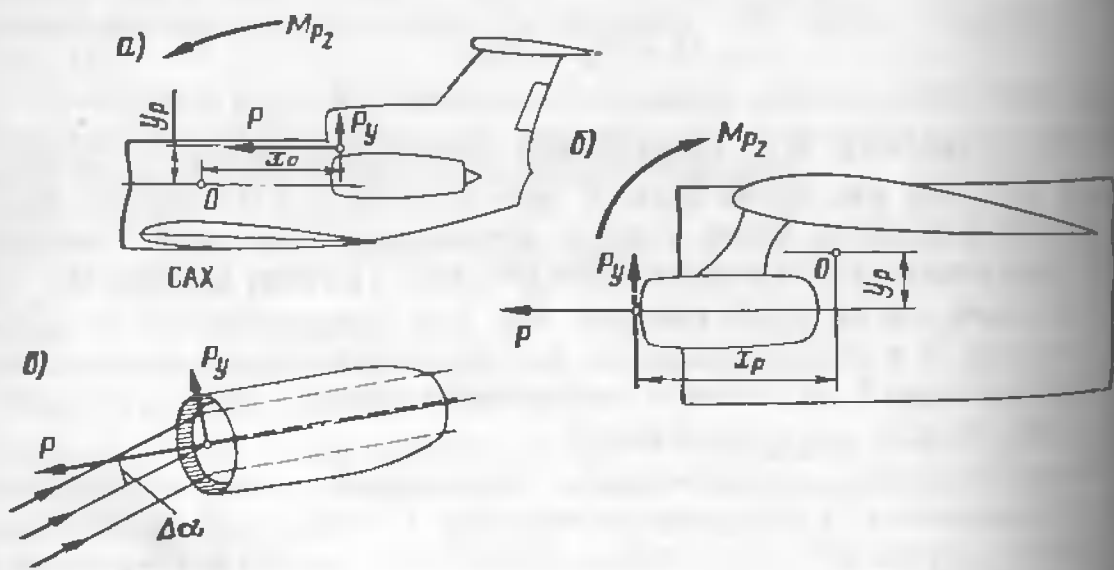


Рис. 11.10. Составляющие тяги при верхнем (а), нижнем (б) относительно центра масс расположении двигателей и косо́й обдувке ТРДД (в)

тирующего момента тангажа всех сил, действующих на самолет:

$$M_{R_z} = M_{Oz} - Y(x_F - x_T) - M_{P_z} + Y_\Phi L_{\Gamma O} + Y_B L_{\Gamma O}, \quad (11.12)$$

где x_F , x_T , y_P , $L_{\Gamma O}$ — координаты точек приложения соответствующих сил, взятые со знаком «+» и численно равные величине плеча силы.

Если обе части уравнения (11.12) поделить на произведение $q S b_A$, то с учетом (11.4) получим уравнение в безразмерной форме, устанавливающее связь между коэффициентами результирующего момента тангажа и его составляющими

$$m_{R_z} = m_{Oz} - c_y(x_F - x_T) - m_{P_z} + m_z^\Phi \Delta\Phi + m_z^{\delta_B} \delta_B, \quad (11.13)$$

где m_{R_z} и m_{Oz} — коэффициенты результирующего аэродинамического момента тангажа при нулевой подъемной силе соответственно; c_y — коэффициент нормальной аэродинамической силы; m_{P_z} — коэффициент момента тангажа тяги; $\bar{x}_F = x_F/b_A$ — приведенная координата фокуса самолета; \bar{x}_T — центровка самолета.

Уравнение (11.12) определяет соотношение между составляющими результирующего момента тангажа и позволяет рассчитать результирующий момент.

Стабилизирующий аэродинамический момент тангажа во многом определяет характеристики устойчивости и управляемости самолета. Если самолет сбалансирован относительно оси OZ , т. е. результирующий момент тангажа $M_{R_z} = 0$, то все силы, действующие на самолет, можно считать приложенными в центре масс, так как в этом случае вращательное движение отсутствует, самолет движется под действием системы сил, показанных на рис. 11.7.

Изменение угла атаки, $\Delta\alpha$ сбалансированного самолета, вызванное некоторым возмущающим воздействием, приводит к появлению в фокусе самолета приращения подъемной силы ΔY (рис. 11.11), которое создает приращение аэродинамического момента тангажа относительно оси OZ :

$$\Delta M_z = \Delta Y(x_F - x_T) = \Delta m_z q S b_A = m_z^{c_y} \Delta c_y q S b_A. \quad (11.14)$$

Если центр масс самолета находится впереди фокуса, аэродинамический момент тангажа ΔM_z будет всегда стабилизирующим, так как направлен на устранение появившегося изменения угла атаки $\Delta\alpha$. Действительно, увеличение угла атаки $\Delta\alpha$ приведет к положительному приросту подъемной силы ΔY в фокусе самолета, что вызовет появление отрицательного (пикнирующего) момента тангажа ($-\Delta M_z$).

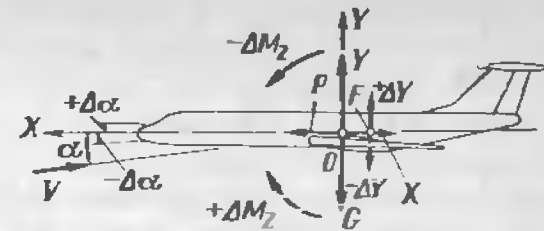


Рис. 11.11. Схема образования стабилизирующих моментов тангажа сбалансированного самолета при изменении угла атаки

направленного на устранение возникшего отклонения угла атаки. При уменьшении угла атаки на величину $-\Delta\alpha$ в фокусе появится отрицательное приращение подъемной силы, создающее положительный (карирующий) аэродинамический момент ΔM_z , также направленный на устранение появившегося отклонения угла атаки. Наличие стабилизирующего момента тангажа свидетельствует о статической устойчивости рассматриваемого движения самолета.

11.3. Моменты тангажа, обусловленные вращением самолета

В продольном движении самолет, летящий со скоростью V , одновременно вращается вокруг оси OZ с угловой скоростью тангажа ω_z . В результате сложения поступательного и вращательного движений местные углы встречи воздушного потока с элементами поверхности самолета изменятся. Возникнут дополнительные аэродинамические силы, действующие на отдельные части самолета, которые по правилам механики можно свести к равнодействующей сил ΔR , приложенной в центре масс самолета и моменту ΔM_z относительно поперечной оси OZ . Величина ΔR мала, и в расчетах аэродинамических сил ею обычно пренебрегают. Момент ΔM_z при полете на докритических углах атаки препятствует вращению, поэтому его называют *демпфирующим моментом тангажа*. Основная часть демпфирующего момента тангажа $M_{z\omega_z}$ создается горизонтальным оперением, меньшая часть — крылом и фюзеляжем. Например, 70—80 % суммарного демпфирующего момента тангажа самолета с прямым крылом создается горизонтальным оперением, остальная часть крылом (15—25%) и фюзеляжем (около 5%). Доля демпфирующего момента, создаваемого стреловидным крылом и фюзеляжем, может достигать 40 % суммарного демпфирующего момента тангажа.

Рассмотрим составляющие демпфирующего момента тангажа. При вращении самолета относительно оси OZ с некоторой начальной угловой скоростью ω_z каждая точка самолета приобретает окружную скорость ΔV_y , значение которой возрастает по мере удаления точки от оси OZ . С такой же скоростью, но в противоположном направлении набегают дополнительный воздушный поток (рис. 11.12), скорость которого в рассматриваемой точке $\Delta V_y = \Delta\omega_z x$, где x — расстояние точки от оси OZ .

Равнодействующими сил сопротивления воздуха вращению самолета относительно оси OZ в носовой и хвостовой частях фюзеляжа будут соответственно $\Delta Y_{\phi 1}$ и $\Delta Y_{\phi 2}$, которые создают *демпфирующий момент фюзеляжа*,

$$M_{\phi z} = \Delta Y_{\phi 1} l_{\phi 1} + \Delta Y_{\phi 2} l_{\phi 2}.$$

Для упрощения примем, что средняя окружная скорость горизонтального оперения на расстоянии $L_{го}$ от оси OZ будет $\Delta V_{yго}$. Геометрическое сложение вектора окружной скорости $\Delta V_{yго}$ и вектора скорости

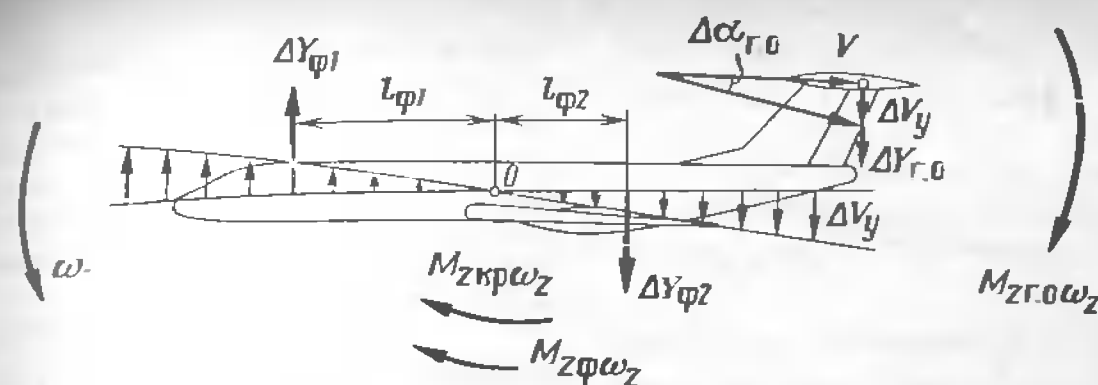


Рис. 11.12. Составляющие аэродинамического демпфирующего момента тангажа

полета дает суммарный вектор скорости воздушного потока ΔV , набегающего на горизонтальное оперение под углом атаки, отличающимся от первоначального угла атаки горизонтального оперения на величину

$$\Delta\alpha_{го} \approx \text{tg } \Delta\alpha_{го} = \frac{\Delta V_{yго}}{V} = \frac{L_{го} \Delta\omega_z}{L}.$$

Изменение угла атаки горизонтального оперения $\Delta\alpha$ вызывает приращение подъемной силы на величину $\Delta Y_{го}$, которая на плече $L_{го}$ создает аэродинамический *демпфирующий момент тангажа горизонтального оперения* $M_{z_{го}\omega_z}$, направленный против вращения самолета. Аналогично создается аэродинамический демпфирующий момент тангажа крыла. Суммарный аэродинамический демпфирующий момент тангажа самолета пропорционален угловой скорости вращения:

$$M_{z\omega_z} = M_z^{\omega_z} \omega_z, \quad (11.15)$$

где $M_z^{\omega_z} = \frac{dM_z}{d\omega_z}$ — производная, показывающая, как изменится продольный демпфирующий момент при вращении самолета с угловой скоростью ω_z .

Если известна производная от коэффициента продольного момента по угловой скорости вращения, то

$$M_z^{\omega_z} = m_z^{\omega_z} q S b_A. \quad (11.16)$$

Для практических расчетов обычно производной $m_z^{\omega_z}$ не пользуются. Широко применяется производная от коэффициента продольного момента по безразмерной угловой скорости $\bar{\omega}_z$.

Безразмерная угловая скорость $\bar{\omega}_z$ связана с угловой скоростью ω_z соотношением:

$$\bar{\omega}_z = \omega_z \frac{b_A}{V}. \quad (11.17)$$

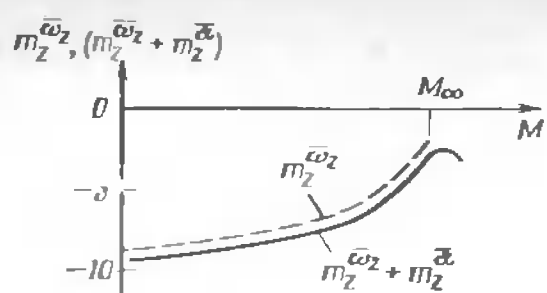


Рис. 11.13. Зависимость производных $m_z^{\omega_z}$ и $(m_z^{\omega_z} + m_z^{\alpha})$ от числа M полета

самолета производная $m_z^{\omega_z}$ приводится в виде графической зависимости от числа M полета или от угла атаки (рис. 11.13).

С учетом формул (11.16), (11.17) суммарный демпфирующий момент тангажа

$$M_{z\omega_z} = m_z^{\omega_z} \bar{\omega}_z q S b_A. \quad (11.18)$$

Таким образом, при вращении самолета на пикирование (отрицательное вращение (см. рис. 11.12) возникает противоположно направленный положительный аэродинамический демпфирующий момент, а при вращении самолета на кабрирование (положительное вращение) — отрицательный. Заметим, что демпфирующие моменты не являются восстанавливающими, так как при возникновении вращения не могут вернуть самолет в исходное положение, а только препятствуют отклонению от него. Действительно, чтобы вернуть самолет в исходное положение, нужно изменить направление его вращения, но при перемене знака угловой скорости изменит свой знак и демпфирующий момент. Демпфирующий момент исчезает, как только прекращается вращение самолета ($\omega_z = 0$). Чем больше площадь горизонтального оперения, геометрические размеры самолета, тем больше демпфирующий момент при прочих равных условиях.

Демпфирующий момент тангажа значительно увеличивается при выпуске механизации вследствие увеличения площади крыла и удаления крайних поверхностей от поперечной оси. При неустановившемся продольном движении самолета изменение угла атаки во времени $\frac{d\alpha}{dt}$ вызывает соответствующее изменение скоса потока за крылом. Скошенный воздушный поток достигает горизонтального оперения мгновенно, а с некоторым запаздыванием во времени. Время запаздывания Δt зависит от расстояния от крыла до горизонтального оперения $L_{го}$ и скорости $V_{го}$, с которой скошенный воздушный поток (свободные вихри) сносится от крыла к оперению $\Delta t = L_{го}/V_{го}$. Поэтому угол скоса потока в области горизонтального оперения в данный момент времени t будет определяться углом атаки, который имело крыло раньше в момент времени $t - \Delta t$.

Производные $m_z^{\omega_z}$ и m_z^{α} отрицательны по знаку. Они зависят от аэродинамической компоновки самолета и числа M полета и могут быть получены расчетным путем или продувкой колеблющейся модели самолета в аэродинамической трубе. Для самолетов со стреловидными крыльями $m_z^{\omega_z} = -1,5 \dots -10$. В технических описаниях

За время Δt угол атаки крыла изменится на величину $\Delta\alpha = -\bar{\alpha}\Delta t$, а угол скоса потока — на величину $\Delta\epsilon$. Вследствие запаздывания скоса потока угол атаки горизонтального оперения будет отличаться от угла атаки при установившемся движении на величину $\Delta\alpha_{го} = -\Delta\epsilon$. Это служит причиной появления дополнительной подъемной силы горизонтального оперения

$$\Delta Y_{го} = c_{yго}^{\alpha} \Delta\alpha_{го} S_{го} q_{го}. \quad (11.19)$$

Подъемная сила создает момент тангажа, обусловленный запаздыванием скоса потока. Он противодействует изменению угла атаки и направлен в ту же сторону, что и демпфирующий момент тангажа:

$$\Delta M_{z\alpha} = -\Delta Y_{го} L_{го} = m_z^{\alpha} \bar{\alpha} \frac{\rho V^2}{2} S b_A, \quad (11.20)$$

где m_z^{α} — коэффициент продольного момента по безразмерной скорости изменения угла атаки.

Эта производная связана с производной m_z^{α} соотношением

$$m_z^{\alpha} = m_z^{\dot{\alpha}} \frac{b_A}{V}, \quad (11.21)$$

где $m_z^{\dot{\alpha}}$ — выражает прирост коэффициента момента тангажа при изменении угла атаки со скоростью 1 рад/с.

В технических описаниях приводится зависимость суммы производных $(m_z^{\omega_z} + m_z^{\alpha})$ от числа M полета (см. рис. 11.13).

11.4. Развитие продольного возмущенного движения

Будем считать, что исходным невозмущенным движением самолета является прямолинейный установившийся горизонтальный полет. Такое движение возможно, если все силы и моменты, действующие на самолет, взаимно уравновешены, а внешние возмущения отсутствуют. Если на самолет подействует внешнее возмущение, то равновесие нарушится. Движение самолета под действием возмущения будет вынужденным, а после снятия внешнего возмущения — собственным.

Собственное возмущенное движение самолета. Предположим, что на самолет кратковременно подействовало внешнее возмущение, например пилот отклонил штурвал на себя и тут же возвратил его в исходное положение. Движение штурвала и связанное с ним отклонение руля высоты вверх приведет к появлению прироста подъемной силы ΔY_B на горизонтальном оперении, которое создаст управляющий момент $\Delta M_{zB} = \Delta Y_B L_{го}$.

Под действием этого момента самолет повернется относительно поперечной оси OZ и к моменту времени t_1 изменит угол тангажа, а следовательно, и угол атаки на величину $\Delta\theta = \Delta\alpha$ (рис. 11.14). Поскольку внешнее возмущение больше не действует (нуль высоты возвращен

в исходное положение), то с этого момента движение самолета рассматривается как собственное возмущенное движение. Увеличение угла атаки самолета на $\Delta\alpha$ вызовет приращение нормальной силы ΔY , приложенное в фокусе, которое создаст стабилизирующий момент $M_z^\alpha \Delta\alpha$, направленный на устранение появившегося приращения угла атаки. Под действием этого момента самолет начнет вращаться вокруг оси OZ , угол атаки будет уменьшаться с некоторой скоростью α . Вращение самолета и изменение угла атаки вызовут появление демпфирующего момента тангажа $M_z^{\omega_z} \Delta\omega_z$ и момента тангажа за счет запаздывания скаса потока $M_z^{\dot{\alpha}} \Delta\dot{\alpha}$, направленных против вращения самолета. В момент времени t_2 приращение угла атаки $\Delta\alpha$ станет равно нулю (самолет возвратился к исходному углу атаки), но угловая скорость вращения ω_z достигнет значения, близкого к максимальному, поэтому самолет проскочит это положение и будет продолжать опускать нос. Приращение угла атаки станет отрицательным, а направленное вниз приращение подъемной силы ΔY будет создавать кабрирующий момент. Теперь все три момента $M_z^\alpha \Delta\alpha$, $M_z^{\omega_z} \Delta\omega_z$ и $M_z^{\dot{\alpha}} \Delta\dot{\alpha}$ будут стремиться затормозить вращение самолета, и в момент времени t_3 опускание носа прекратится. В этом положении $\omega_z = 0$, $M_z^{\omega_z} \Delta\omega_z = 0$ и $M_z^{\dot{\alpha}} \Delta\dot{\alpha} = 0$, но стабилизирующий кабрирующий момент $M_z^\alpha \Delta\alpha$ достигнет значительной величины.

Под действием этого момента самолет начнет поднимать нос, процесс повторится. После нескольких колебаний благодаря действию указанных моментов самолет практически возвратится в исходное положение равновесия, т. е. к первоначальному углу атаки. Так ведет себя устойчивый самолет. Рассмотренное движение самолета, как правило, затухающее, что свойственно статически устойчивому самолету при достаточном демпфировании.

В соответствии с изменением приращения угла атаки изменяется приращение подъемной силы ΔY (см. рис. 11.14). Это приводит к на-

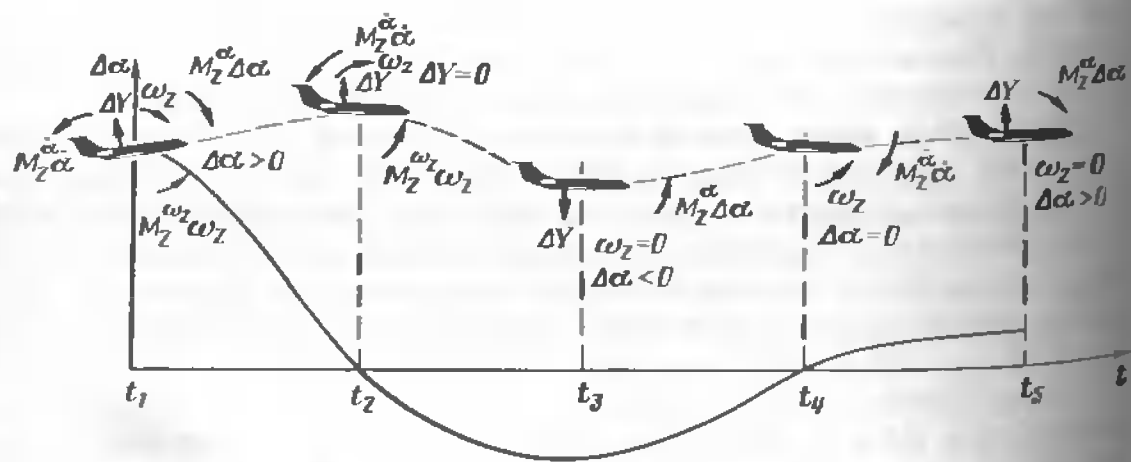


Рис. 11.14. Схема развития продольного короткопериодического движения в результате кратковременного отклонения руля высоты

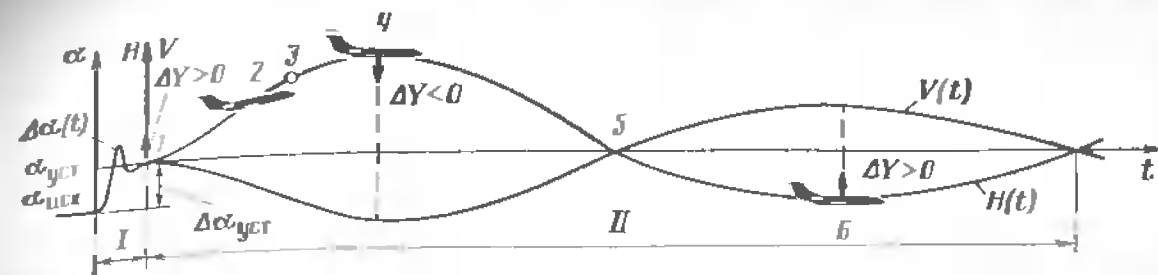


Рис. 11.15. Развитие продольного движения при ступенчатом отклонении руля высоты:
I — короткопериодическое движение $V = \text{const}$, $\alpha \neq \text{const}$; II — длиннопериодическое движение ($\alpha = \text{const}$, $V \neq \text{const}$)

рушению равновесия сил $Y_a = G$, траектория полета искривляется вверх при $\Delta Y > 0$ и вниз при $\Delta Y < 0$. Искривление траектории сопровождается вращением вектора скорости с угловой скоростью $d\theta/dt$, в результате чего изменяется угол наклона траектории. Поскольку приращение угла атаки определяется разностью $\Delta\alpha = \Delta\alpha - \Delta\theta$, то при наличии искривления траектории интенсивность затухания приращения угла атаки $\Delta\alpha(t)$, появившегося в результате воздействия возмущения, повышается. В этом проявляется демпфирующая роль подъемной силы.

Вынужденное продольное возмущенное движение самолета. Предположим, что самолет находится в установившемся прямолинейном горизонтальном полете. Пилот слегка отклонил штурвал на себя и зафиксировал его в этом положении, что вызвало отклонение руля высоты на некоторый небольшой угол $\Delta\delta_v$ (рис. 11.15). Возникший вследствие отклонения руля высоты управляющий кабрирующий момент $M_z^{\delta_v} \Delta\delta_v$ вызовет вращение самолета вокруг поперечной оси OZ , что приведет к увеличению угла атаки и положительному приросту подъемной силы ΔY , приложенному в фокусе. Прирост подъемной силы ΔY создаст стабилизирующий пикирующий момент $M_z^\alpha \Delta\alpha$. В дальнейшем процесс будет развиваться с одновременным действием стабилизирующего $M_z^\alpha \Delta\alpha$, демпфирующего $M_z^{\omega_z} \Delta\omega_z$ моментов и момента $M_z^{\dot{\alpha}} \Delta\dot{\alpha}$, аналогично рассмотренному на рис. 11.14, с той лишь разницей, что после нескольких затухающих колебаний самолет возвратится не к исходному углу атаки α , а к установившемуся углу атаки $\alpha_{уст} = \alpha_{исх} + \Delta\alpha$ (см. рис. 11.15), значение которого определяется фиксированным отклонением руля высоты $\delta_{висх} + \Delta\delta_v$. При этом самолет будет сбалансирован относительно оси OZ на новом угле атаки $\alpha_{уст}$. Так как самолет сбалансирован ($M_{Rz} = 0$), то точкой приложения подъемной силы $Y_{уст} = Y + \Delta Y$ можно считать центр масс самолета. На самолет будет действовать такая же система сил, как и при наборе высоты. Скорость полета самолета из-за кратковременности колебательного процесса перехода от угла атаки α к углу атаки $\alpha_{уст}$ практически не изменится. Под действием прироста подъемной

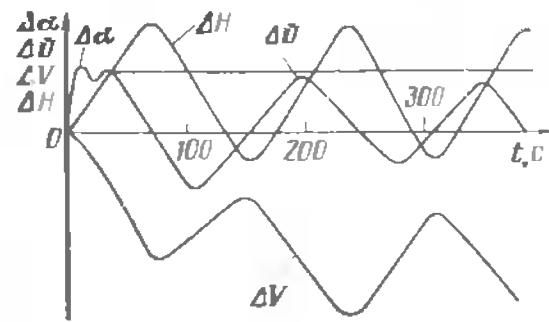


Рис. 11.16. Характер изменения параметров движения самолета при ступенчатом отклонении руля высоты

второй высоте полета (точка 2) приращение подъемной силы ΔY станет равным нулю. Угол наклона траектории относительно плоскости горизонта θ в этой точке будет максимальным (при практически неизменном угле атаки). Самолет по инерции будет продолжать набирать высоту, теряя скорость. Потеря скорости приведет к появлению отрицательного прироста подъемной силы — ΔY (точка 3). Угол наклона траектории будет уменьшаться, и в точке 4 самолет прекратит набор высоты, а затем перейдет к снижению с последующим увеличением скорости, что, в свою очередь, вызовет рост подъемной силы. В некоторой точке 5 прирост подъемной силы ΔY станет равным нулю. Самолет по инерции будет продолжать снижение с нарастающей скоростью и увеличивающимся приращением подъемной силы ΔY . Рост подъемной силы приведет к прекращению снижения самолета (точка 6). Далее процесс повторится.

Поскольку в рассматриваемом движении угол $\alpha_{уст} = \alpha_{исх} + \Delta\alpha$ стал больше исходного угла атаки, то согласно закономерностям прямолинейного установившегося горизонтального полета самолет, изменяя параметры движения, должен в конечном итоге перейти к прямолинейному установившемуся горизонтальному полету с меньшей скоростью, соответствующей углу $\alpha_{уст}$, и на большей высоте (рис. 11.16).

Поскольку с высотой полета в рассматриваемом движении плотность воздуха изменяется, то на участках набора высоты подъемная сила будет уменьшаться не только вследствие уменьшения скорости, но и вследствие уменьшения плотности воздуха, а на участках снижения подъемная сила ΔY будет расти за счет увеличения скорости и плотности воздуха. При снижении прирост величины ΔY будет больше, радиус искривления траектории и период колебаний уменьшатся. В зависимости от высоты и скорости полета, аэродинамических характеристик самолета, полетной массы, характеристик устойчивости самолета движение центра масс может быть затухающим по скорости или незатухающим.

Рассмотренное изменение параметров движения позволяет прийти к выводу, что в продольном возмущенном движении самолета можно выделить два принципиально различных типа движений:

силы $\Delta Y = Y_{уст} - Y$ сбалансированный самолет начнет набирать высоту, преодолевая составляющую силы тяжести $G \sin \theta$ (точка 1). Поскольку самолет статически устойчив по углу атаки, то отклонение угла наклона траектории $\Delta\theta$ будет равно отклонению угла тангажа $\Delta\theta$ при $\Delta\alpha = 0$.

По мере набора высоты вертикальная скорость полета будет уменьшаться, что приведет к уменьшению подъемной силы. На неко-

колебательное движение самолета относительно своего центра масс, связанное с изменением угла атаки в начале возмущенного движения, когда скорость центра масс практически можно считать постоянной (см. рис. 11.14 и рис. 11.15, первая форма движения). Такое движение называется короткопериодическим. Период короткопериодических колебаний исчисляется единицами секунд.

колебательное движение центра масс в вертикальной плоскости при практически неизменном угле атаки, связанное с изменением скорости и проявляющееся после затухания короткопериодического движения (см. рис. 11.15, вторая форма движения). При этом в каждый момент времени самолет можно считать сбалансированным по моментам. Это движение называется длиннопериодическим (фугоидным). Период длиннопериодических колебаний исчисляется десятками и даже сотнями секунд.

С коротко- и длиннопериодическим движением самолета пилот постоянно сталкивается в летной практике. При отклонении руля высоты угол атаки за 1—3 с может измениться на несколько градусов, а скорость полета за это время практически не изменится. Следовательно, в первые несколько секунд после нарушения продольной балансировки самолета пилоту необходимо обращать внимание главным образом на изменение угла атаки. Скорость при этом можно считать практически постоянной. Лишь с течением времени она начнет изменяться. При этом в зависимости от колебаний скорости угол атаки может изменяться в небольших пределах.

Если самолет обладает некоторой медленно развивающейся колебательной неустойчивостью в длиннопериодическом движении, то это не вносит трудностей в управление самолетом и даже может не замечаться пилотом. Пилот располагает достаточным временем, чтобы устранить отклонение самолета от заданного режима. При необходимости точно выдержать траекторию полета колебательная неустойчивость полета в длиннопериодическом движении или недостаточная устойчивость потребуют частого вмешательства пилота в управление и вызовут определенные трудности в пилотировании по приборам.

При выполнении маневра в вертикальной плоскости пилот, как правило, не ограничивается только отклонением руля высоты. Для компенсации изменения лобового сопротивления вследствие приращения угла атаки он изменяет также и тягу двигателей. Наличие двух управляющих воздействий существенно изменяет характер длиннопериодического движения. Это еще больше снижает роль устойчивости в длиннопериодическом движении.

Колебательная неустойчивость в короткопериодическом движении вызывает резко отрицательные отзывы пилота-испытателя. Если короткопериодические колебания интенсивны, имеют большую частоту и затухают недостаточно быстро, то управление самолетом затрудняется, так как пилот не успевает парировать колебания и даже может их усиливать, вводя самолет в раскачку. Из этого следует, что основное и

решающее значение для летной практики имеют характеристики короткопериодического движения.

В соответствии с характером продольного возмущенного движения продольную устойчивость самолета можно разделить на два вида: устойчивость при постоянной скорости и изменяющемся угле атаки, называемую *устойчивостью по перегрузке*, и устойчивость при практически постоянном угле атаки и изменяющейся скорости, называемую *устойчивостью по скорости*.

11.5. Продольная устойчивость самолета по перегрузке

Самолет называется *устойчивым по перегрузке*, если он самостоятельно, без вмешательства пилота стремится сохранить перегрузку исходного режима полета и возвратиться к ней после прекращения действия возмущения. При постоянной скорости полета изменение угла атаки $\Delta\alpha$ сопровождается изменением подъемной силы ΔY и нормальной перегрузки:

$$\Delta n_y = \frac{\Delta Y}{G} = \frac{\Delta c_y q S}{G} = \frac{c_y^\alpha \Delta\alpha q S}{G}. \quad (11.22)$$

Отсюда следует, что понятия «устойчивость по перегрузке», «устойчивость по углу атаки» и «устойчивость по коэффициенту подъемной силы» имеют одинаковый смысл. Термин «устойчивость по перегрузке» получил в практике наиболее широкое распространение в связи с непосредственным восприятием перегрузки пилотом.

Степень продольной статической устойчивости по перегрузке. Будем считать, что самолет находится в прямолинейном установившемся полете. Изменение угла атаки на величину $\Delta\alpha$ в результате воздействия внешнего возмущения приводит к возникновению аэродинамического восстанавливающего (стабилизирующего) момента $M_z^\alpha \Delta\alpha$, направленного на сохранение исходного угла атаки. Этот момент определяет начальную тенденцию движения самолета по тангажу после устранения действия возмущения и характеризует статическую устойчивость самолета по перегрузке. Под статической продольной устойчивостью по перегрузке понимают стремление самолета к сохранению исходного состояния равновесия (исходного угла атаки, исходной нормальной перегрузки).

Рассмотрим, при каких условиях самолет обладает статической продольной устойчивостью по перегрузке в прямолинейном полете. Пусть на самолет кратковременно подействовал восходящий порыв ветра, имеющий скорость W (рис. 11.17). В результате этого угол атаки изменится на величину $\Delta\alpha \approx \text{tg}\alpha = W/V$, что вызовет приращение подъемной силы ΔY , приложенное в фокусе самолета. В результате возникнет стабилизирующий момент $\Delta M_z = M_z^\alpha \Delta\alpha$, направление которого определяет начальную тенденцию в движении самолета.

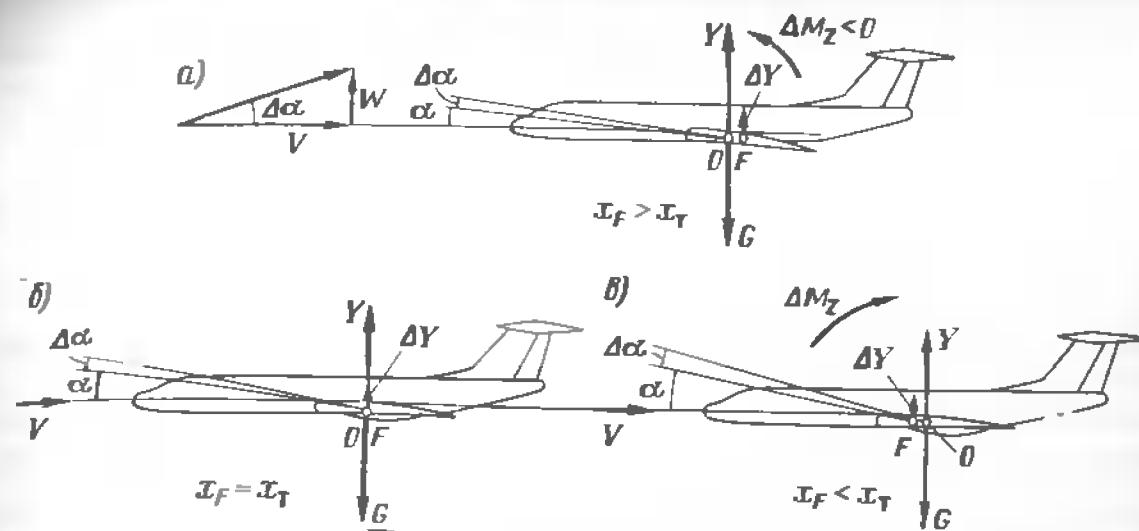


Рис. 11.17. Реакция самолета на изменение угла атаки: а — статически устойчивый; б — статически нейтральный; в — статически неустойчивый

Если центр масс самолета O находится впереди фокуса $x_F > x_T$ (рис. 11.17, а), то при увеличении угла атаки ($\Delta\alpha > 0$) на самолет будет действовать пикирующий момент $\Delta M_z < 0$, а при уменьшении ($\Delta\alpha < 0$) — кабрирующий момент $\Delta M_z > 0$. В обоих случаях отношение $\Delta M_z / \Delta\alpha < 0$, а самолет стремится самостоятельно, без вмешательства пилота восстановить исходный угол атаки α , т. е. самолет обладает статической устойчивостью по углу атаки (по перегрузке). Если обеспечить такую загрузку самолета, при которой центр масс O будет находиться позади фокуса самолета (рис. 11.17, в), т. е. $x_F < x_T$, то при увеличении угла атаки ($\Delta\alpha > 0$) на самолет будет действовать кабрирующий момент $M_z > 0$, а при уменьшении ($\Delta\alpha < 0$) — пикирующий $M_z < 0$. В обоих случаях отношение $\frac{\Delta M_z}{\Delta\alpha} > 0$, и самолет стремится еще больше отклониться от исходного состояния равновесия, т. е. он не обладает статической устойчивостью по углу атаки (по перегрузке). Если центр масс самолета совпадает с фокусом (рис. 11.17, б), $x_F = x_T$, то при изменении угла атаки момент тангажа $\Delta M_z = 0$. В этом случае самолет статически нейтрален, $\Delta M_z / \Delta\alpha = 0$.

Так как $\Delta M_z = \Delta m_z q S b_A$, а величина $q S b_A$ всегда положительна, то знак момента ΔM_z определяется знаком коэффициента момента Δm_z . Поэтому отношение $\Delta M_z / \Delta\alpha$ можно заменить отношением $\Delta m_z / \Delta\alpha$, или равносильным отношением $\Delta m_z / \Delta c_y$. При решении практических задач удобно пользоваться выражением не в конечных приращениях, а в виде частной производной $\frac{\partial m_z}{\partial c_y}$ или $m_z^{c_y}$. Такой подход оправдан, так как при малых величинах Δm_z и Δc_y $\Delta m_z / \Delta c_y \approx \partial m_z / \partial c_y = m_z^{c_y}$. Очевидно, если производная $m_z^{c_y} < 0$ — самолет статически устойчив, при $m_z^{c_y} = 0$ нейтрален и при $m_z^{c_y} > 0$ статически неустойчив.

Дифференцируя выражения (11.13) по c_y и учитывая, что от коэффициента c_y зависит только второе слагаемое, получим количественную характеристику продольной статической устойчивости самолета

$$m_z^{c_y} = -(\bar{x}_F - \bar{x}_T). \quad (11.23)$$

Частная производная от коэффициента продольного момента по коэффициенту подъемной силы $m_z^{c_y}$, численно равная расстоянию между фокусом и центром масс самолета, называется *степенью (мерой, запасом) продольной статической устойчивости самолета по перегрузке*. Она выражается в долях средней аэродинамической хорды b_A (например, $m_z^{c_y} = -0,2$) или в процентах ($m_z^{c_y} = -20\%$), это означает, что расстояние между центром масс самолета и фокусом составляет пятую часть средней аэродинамической хорды крыла. Знак минус указывает на то, что фокус самолета находится позади центра масс. Зная производную $m_z^{c_y}$ легко перейти к производной от момента тангажа по коэффициенту подъемной силы $M_z^{c_y} = m_z^{c_y} q S b_A$. Производная $M_z^{c_y}$ показывает, как изменится продольный момент при единичном изменении коэффициента подъемной силы. Если коэффициент c_y изменится на величину Δc_y , то это приведет к изменению момента тангажа на величину

$$\Delta M_z = M_z^{c_y} \Delta c_y = m_z^{c_y} \Delta c_y q S b_A.$$

Поскольку величины c_y и α в диапазоне летных углов атаки пропорциональны то

$$\Delta M_z = M_z^{\alpha} \Delta \alpha = m_z^{\alpha} \Delta \alpha q S b_A.$$

Таким образом, статически устойчивый по перегрузке самолет противодействует изменению угла атаки, какой бы причиной оно не вызывалось.

Степень продольной статической устойчивости самолета по перегрузке при фиксированном руле высоты. Полученная в форме (11.23) зависимость

$$m_z^{c_y} = x_F - x_T$$

отражает влияние взаимного положения центра масс и фокуса самолета на степень статической устойчивости по перегрузке без учета кривизны траектории полета, например, когда модель самолета закреплена в аэродинамической трубе.

Для анализа короткопериодического движения самолета при фиксированном руле высоты в квазиустановившемся движении в верти-

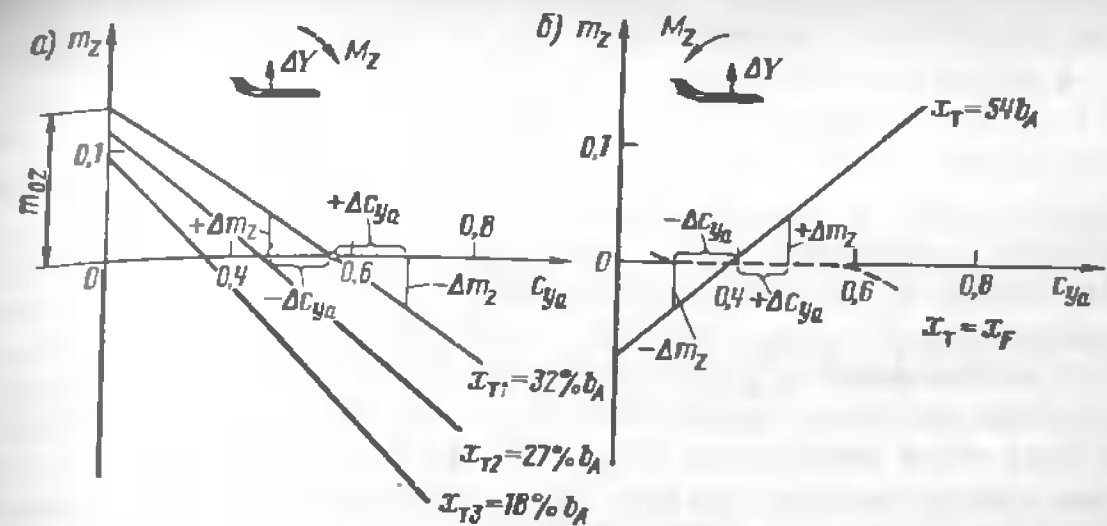


Рис. 11.18. Зависимость коэффициента момента тангажа от коэффициента аэродинамической подъемной (нормальной) силы при различных центровках:

а — статически устойчивый самолет ($m_z^{c_y} < 0$); б — неустойчивый самолет ($m_z^{c_y} > 0$) и самолет с нейтральной продольной устойчивостью по перегрузке ($m_z^{c_y} = 0$), штриховая кривая

кальиной плоскости с постоянной скоростью используется степень продольной статической устойчивости по перегрузке в форме

$$\sigma_n = m_z^{c_y} + \frac{m_z^{\bar{\omega}_z}}{\mu} \quad (11.24)$$

где $\mu = 2m'(\rho S b_A)$ — относительная плотность самолета в продольном движении (показывает, во сколько раз масса самолета больше массы воздуха, вытесненного самолетом).

Из выражения (11.24) видно, что величина σ_n зависит от взаимного расположения фокуса и центра масс самолета (слагаемое $m_z^{c_y}$), а также от демпфирования (второе слагаемое). Демпфирование продольного движения увеличивает статическую устойчивость по перегрузке ($m_z^{\bar{\omega}_z} < 0$), однако основную долю вносит частная производная $m_z^{c_y}$. Если производная σ_n отрицательна, то самолет статически устойчив по перегрузке.

В технических описаниях самолетов приводится семейство зависимостей коэффициента аэродинамического момента тангажа m_z от коэффициента аэродинамической подъемной силы $c_{y_a} \approx c_y$ при различных конфигурациях, центровках, режимах работы двигателей (рис. 11.18). Точнее такую зависимость следовало бы назвать зависимостью коэффициента результирующего момента тангажа от коэффициента подъемной (нормальной) силы $m_{R_z} = f(c_{y_a})$.

Семейство кривых $m_z = f(c_{y_a})$ позволяет определить степень статической устойчивости по перегрузке $m_z^{c_y}$ для любого режима полета.

Точки пересечения кривых $m_z = f(c_{y_a})$ с осью абсцисс определяют балансирующие значения c_{y_a} , при которых $m_z = 0$. Кривая $m_z = f(c_{y_a})$ характеризуется тем, что тангенс угла наклона касательной, проведенной в точке, соответствующей режиму равновесия, является отрицательным и производная $m_z^{c_{y_a}} < 0$. Действительно, если под действием возмущения угол атаки возрастет на малую величину $+\Delta\alpha$ (появится положительный прирост $\Delta c_{y_a} > 0$), то возникнет неуравновешенный отрицательный (пикирующий) момент тангажа ($-\Delta m_z$), стремящийся уменьшить угол атаки, т. е. вернуть самолет в исходное положение равновесия. Если же под действием возмущения угол атаки уменьшится ($\Delta c_{y_a} < 0$), то возникнет положительный (кабрирующий) момент тангажа, также стремящийся вернуть самолет в исходное положение равновесия. Самолет будет обладать продольной статической устойчивостью по перегрузке.

Зависимость $m_z = f(c_{y_a})$, показанная на рис. 11.18, б, характеризуется тем, что тангенс угла наклона касательной в точке, соответствующей режиму равновесия, положительный, и производная $m_z^{c_{y_a}} > 0$. В этом случае самолет обладает продольной статической неустойчивостью по перегрузке, так как при увеличении угла атаки на $\Delta\alpha$ приращение $\Delta c_{y_a} > 0$ и появляется неуравновешенный положительный момент ($\Delta m_z > 0$), под действием которого угол атаки будет еще больше увеличиваться, а самолет все дальше отклоняться от исходного положения равновесия.

Если кривая $m_z = f(c_{y_a})$ параллельна оси абсцисс, то $m_z^{c_{y_a}} = 0$, самолет будет статически нейтрален (рис. 11.18, б) (штриховая кривая). В этом случае при малом изменении угла атаки балансировка самолета не нарушится. Численную величину степени продольной статической устойчивости по перегрузке для любого угла атаки (c_{y_a}) можно определить непосредственным снятием значений Δc_{y_a} и Δm_z по кривым $m_z = f(c_{y_a})$ и вычислением отношения $m_z^{c_{y_a}} \approx \Delta m_z / \Delta c_{y_a}$.

Условие устойчивости опорного движения. Наличие продольной статической устойчивости самолета по перегрузке еще не гарантирует возвращения самолета к исходному режиму полета.

Примем за опорное движение самолета прямолинейный установившийся горизонтальный полет. Воспользуемся упрощенной теорией короткопериодического движения, основанной на том, что в начале возмущенного движения скорость не успевает заметно измениться и можно считать $\Delta V = 0$. Тогда решение системы уравнений возмущенного движения самолета можно привести к виду

$$\Delta\alpha = Ae^{-n_\alpha t} \sin(\nu_z t + \varphi), \quad (11.25)$$

где A и φ — величины, определяемые начальными условиями рассматриваемой задачи; n_α — степень затухания продольных колебаний (коэффициент демпфирования); ν_z — круговая частота собственных колебаний.

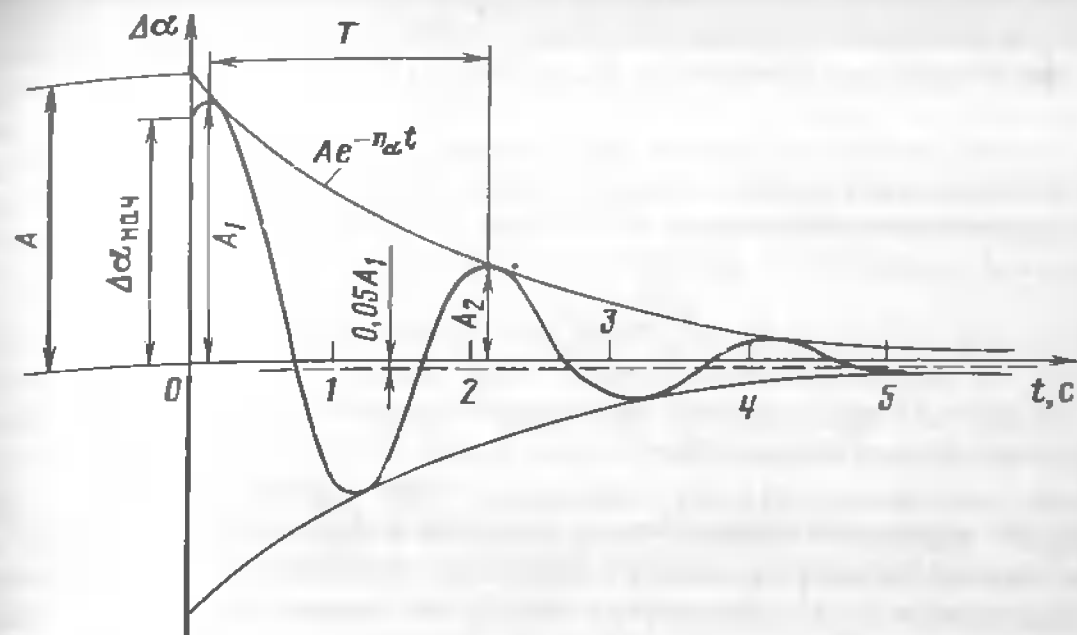


Рис. 11.19. Характеристики короткопериодического продольного возмущенного движения самолета

Параметры A , φ , n_α и ν_z имеют определенный физический смысл и зависят от возмущающего воздействия на самолет, массовых, инерционных свойств самолета, степени статической устойчивости, высоты и скорости полета, демпфирующих свойств воздушной среды.

Выражение (11.25) описывает в общем случае колебательный процесс изменения угла атаки во времени, который можно представить графиком (рис. 11.19). На основании анализа зависимости (11.25) можно сделать следующие практически важные выводы.

В начальный момент времени $t = 0$ величина $e^{-n_\alpha t} = 1$ и $\nu_z t = 0$. Следовательно, приращение угла атаки $\Delta\alpha_{нач} = A \sin \varphi$, полученное самолетом сразу же после прекращения действия возмущения, определяется коэффициентами A и φ , которые, как показывают многочисленные исследования, зависят от массовых и инерционных характеристик самолета и от возмущающего действия. Параметр A — амплитуда колебаний по углу атаки в начальный (выбранный исследователем) момент времени. В каждый последующий момент времени амплитуда колебаний определяется множителем $Ae^{-n_\alpha t}$, который графически можно представить, как огибающую короткопериодических колебаний по углу атаки, изменяющуюся по экспоненциальному закону. Чем больше значение n_α , тем круче огибающая, тем интенсивнее затухают колебания, тем большей устойчивостью опорного движения обладает самолет. При $n_\alpha = 0$ амплитуда колебаний становится постоянной: $Ae^{-n_\alpha t} = A$, самолет обладает нейтральной продольной устойчивостью. При $n_\alpha = 0$ показатель степени становится положительным, а амплитуда колебаний $Ae^{-n_\alpha t}$ — возрастающей, самолет становится неустойчивым.

Таким образом, для обеспечения устойчивости статически устойчивого по перегрузке самолета в продольном движении необходимо, чтобы степень затухания продольных колебаний была положительной ($n_\alpha > 0$). Степень затухания продольных колебаний самолета зависит от его конструктивных и эксплуатационных факторов и может быть представлена соотношением

$$n_\alpha = \frac{\rho S V'}{m} \left(c_y^\alpha - \frac{\bar{\omega}_z^2 + m_z^\alpha}{r_z^2} \right), \quad (11.26)$$

где $r_z^2 = I_z / m b_A$ — квадрат безразмерного радиуса инерции самолета относительно поперечной оси OZ.

Анализ выражения (11.26) показывает, что степень затухания продольных колебаний зависит от плотности воздушной среды (или высоты полета), конструктивных особенностей самолета S , b_A , массовых и инерционных характеристик m , I_z , а также от демпфирующих свойств среды: c_y^α — учитывает роль подъемной силы в демпфированном движении, $\bar{\omega}_z^2$ — влияние демпфирования при вращении самолета относительно оси OZ, m_z^α — влияние демпфирования от запаздывания схода потока.

Степень затухания продольных колебаний n_α пропорциональна истинной скорости полета и плотности воздуха, поэтому с уменьшением скорости полета и плотности воздуха затухание продольных колебаний может стать неудовлетворительным. Для обеспечения приемлемых характеристик затухания колебаний (в широком диапазоне скоростей и высот полета) на самолетах устанавливаются автоматы демпфирования.

Круговая частота собственных продольных колебаний самолета определяется зависимостью

$$v_z = \sqrt{\Omega^2 - n_\alpha^2}, \quad (11.27)$$

где Ω_z — частота собственных продольных колебаний самолета без учета демпфирования воздушной среды (опорная частота).

Очевидно, при нейтральной продольной устойчивости самолета ($n_\alpha = 0$) справедливо равенство $v_z = \Omega$ и, как следует из формулы (11.25), самолет будет совершать колебания по углу атаки $\Delta\alpha = A \sin \varphi$ с постоянной амплитудой и частотой.

Частота собственных продольных колебаний Ω_z так же, как и степень их затухания, зависит от конструктивных, массовых, инерционных, эксплуатационных характеристик самолета:

$$\Omega_z = V \sqrt{-\frac{\rho S b_A c_y^\alpha}{2I_z} \sigma_n}, \quad (11.28)$$

где σ_n — степень статической продольной устойчивости самолета (для статически устойчивого самолета эта величина отрицательна)

Из формулы (11.28) следует, что с уменьшением скорости полета и плотности воздуха частота продольных колебаний самолета уменьшается.

Величина Ω_z значительно больше n_α , поэтому на основании (11.27) можно считать, что $v_z = \Omega_z$. С увеличением демпфирования среды, например с уменьшением высоты полета при сохранении постоянной скорости полета, степень затухания колебаний n_α и их частота Ω_z возрастают.

Таким образом, характер продольного короткопериодического движения самолета в полной мере определяется степенью затухания колебаний по углу атаки n_α и частотой собственных колебаний Ω_z . Чем больше степень затухания и частота колебаний, тем более устойчиво опорное движение самолета.

Количественные характеристики устойчивости самолета по перегрузке и их нормирование. Согласно ЕНЛГС, запас продольной статической устойчивости по перегрузке ($\bar{x}_F - \bar{x}_T$) для транспортных самолетов должен быть не менее 10%. Он устанавливается из условия обеспечения безопасности полетов на случай воздействия порыва ветра и возможных ошибок пилотирования на наиболее сложном в отношении сохранения устойчивости режиме полета — уходе на второй круг. Значение предельно задней центровки $x_{T_{пз}}$ при уходе самолета на второй круг (конфигурация самолета посадочная, режим работы двигателей взлетный), приводимое в руководстве по летной эксплуатации самолета, выбирают с учетом обеспечения указанного запаса продольной устойчивости.

Степень затухания продольных колебаний n_α и собственная частота колебаний Ω_z полностью определяют характер собственного возмущенного продольного движения самолета. Они удобны в расчетах, но достаточно сложны. В практике широко используют другие характеристики, однозначно связанные с ними. Рассмотрим наиболее распространенные из них.

Период продольных колебаний

$$T_\alpha = 2\pi / \Omega_\alpha \approx 2\pi / v_\alpha. \quad (11.29)$$

Как следует из (11.28), при увеличении запаса статической устойчивости, уменьшении высоты полета, увеличении скорости полета частота продольных колебаний Ω_z увеличивается, что ведет к уменьшению периода продольных колебаний T_α . Полет на самолете, имеющем малый период колебаний и слабое затухание, утомителен. По уровню комфорта он оценивается отрицательно.

Относительная степень затухания колебаний

$$\xi = n_\alpha / \Omega_\alpha. \quad (11.30)$$

При относительной степени затухания продольных колебаний $\xi < 1$ приращение угла атаки изменяется по колебательному закону, при $\xi > 1$ — по апериодическому. Наиболее приемлемым, с точки зрения пилота, быстрозатухающим короткопериодическим колебаниям

без больших превышений нормальной перегрузки соответствует значению $\xi \approx 0,7$.

Коэффициент затухания колебаний $m_{звт}$ — отношение амплитуд колебаний, измеренных через один период (рис. 11.19):

$$m_{звт} = A_1/A_2 = e^{-n_\alpha T_\alpha} \quad (11.31)$$

По оценке пилота затухание колебаний считается удовлетворительным, если $m_{звт} \geq 10$.

Транспортные самолеты на малых и средних высотах, как правило, обладают приемлемыми характеристиками затухания короткопериодических колебаний даже без применения систем автоматического демпфирования колебаний. На больших высотах применение автоматических систем демпфирования колебаний становится целесообразным и даже необходимым.

Время затухания колебаний $t_{звт}$ зависит от степени затухания n_α . Колебания считаются закончившимися, если их амплитуда уменьшилась в 20 раз по сравнению с первоначальной:

$$Ae^{-n_\alpha t_{звт}} = \frac{A}{20} \quad (11.32)$$

Из выражения (11.32) определяют время затухания колебаний

$$t_{звт} = \ln 20 / n_\alpha \approx 3/n_\alpha \quad (11.33)$$

Число колебаний i до полного затухания для обеспечения комфорта пассажиров и экипажа должно быть меньше трех.

Влияние эксплуатационных факторов на устойчивость самолета по перегрузке. Поскольку отсутствие статической устойчивости ведет к неустойчивости движения, то влияние эксплуатационных факторов на устойчивость самолета практически целесообразно рассматривать только для статически устойчивого по перегрузке самолета. Степень продольной статической устойчивости по перегрузке $m_z^c = -(\bar{x}_F - \bar{x}_T)$ зависит от двух величин: относительной координаты фокуса \bar{x}_F и относительной координаты \bar{x}_T центра масс самолета (центровки). Отсюда следует, что целесообразно рассматривать влияние эксплуатационных факторов, связанных с изменением положения центра масс и положения фокуса самолета. Положение центра масс определяется размещением груза на самолете, а фокуса — конструктивными особенностями самолета, числом M полета, конфигурацией и т.д. Значительное влияние оказывает демпфирование воздуха, зависящее от высоты и скорости полета.

Непосредственное влияние центровки самолета на степень его устойчивости по перегрузке определяет жесткие требования к точному определению центровки и ее выдерживанию в процессе загрузки самолета и летной эксплуатации. При неизменном положении фокуса смещение центра масс вперед (уменьшение центровки \bar{x}_T) приводит

увеличению запаса устойчивости по перегрузке. Увеличение центровки обуславливает уменьшение запаса продольной устойчивости и при совпадении центра масс самолета с фокусом запас устойчивости становится нулевым (см. рис. 11.17, б).

При малых запасах устойчивости самолет слабо сопротивляется изменению угла атаки и более медленно восстанавливает исходное положение равновесия при изменении угла атаки. Он становится более чувствительным к отклонениям руля высоты (стабилизатора). Неосторожное отклонение штурвала может вывести самолет за пределы установленных ограничений по углу атаки (по перегрузке). Пилотирование самолета, имеющего малый запас устойчивости по перегрузке, требует от пилота плавного, осторожного отклонения штурвала. Поэтому предельно задняя центровка ограничивается из условия обеспечения устойчивости по перегрузке. Как будет показано, ограничение предельно задней центровки устанавливается из условия обеспечения устойчивости по углу атаки при уходе на второй круг.

По мере уменьшения центровки статическая устойчивость самолета по перегрузке увеличивается, одновременно увеличиваются требуемые балансировочные усилия на рычагах управления и перемещения рычагов. Соответственно увеличиваются требуемые балансировочные отклонения органов управления. При малых центровках и особенно на малых скоростях полета (например, при взлете и посадке) расхода руля высоты даже при полном его отклонении может быть недостаточно для балансировки самолета. Поэтому предельно передняя центровка $\bar{x}_{T, \text{п.п}}$ ограничивается из условия управляемости. Забегая вперед, отметим, что это ограничение вводится из условия управляемости при посадке. Так как демпфирующий момент тангажа от центровки практически не зависит (11.15), а частота собственных колебаний Ω_z примерно пропорциональна корню квадратному из m_z^c (11.28), то смещение центра масс вперед приведет к увеличению частоты собственных колебаний, время затухания колебаний практически не изменится.

Влияние числа M полета проявляется в том, что при увеличении скорости полета до значений, соответствующих критическому числу M_x и более, на поверхностях развивается волновой кризис, происходит перераспределение давления на них, в результате центр давления и фокус самолета смещаются назад (см. рис. 11.9). Это приводит к резкому увеличению запаса статической устойчивости по перегрузке и появлению пикирующего момента, для парирования которого требуется отклонение штурвала на себя.

Значительное влияние на устойчивость самолета оказывает его конфигурация. Выпуск закрылков приводит к увеличению площади крыла и фактического угла атаки, что в целом вызывает увеличение подъемной силы крыла. При этом центр давления и фокус крыла из-за перераспределения давления на нем смещаются назад. Вследствие преимущественного увеличения подъемной силы крыла $Y_{кр}$ по сравнению с подъемной силой горизонтального оперения $Y_{го}$ центр давления и

фокус самолета смещаются обычно вперед. В результате запас устойчивости по перегрузке, как правило, уменьшается. Выпуск закрылков приводит, кроме того, к увеличению, а уборка к уменьшению угла скоса потока, измеренного у горизонтального оперения, что оказывает соответствующее влияние на балансировочный момент $Y_{\text{в}}L_{\text{го}}$.

Таким образом, выпуск и уборка закрылков приводят к одновременному действию трех факторов: смещению фокуса крыла, увеличению (уменьшению) его подъемной силы, увеличению (уменьшению) угла скоса потока ϵ . Действие всех трех факторов вызывает смещение фокуса самолета, изменение запаса продольной устойчивости $m_2^{\text{ст}}$, момента тангажа и нарушение продольной балансировки.

Для самолетов различных компоновочных схем влияние указанных факторов на величину и направление смещения фокуса самолета, а следовательно, на запас продольной устойчивости не однозначно. Поэтому при рассмотрении влияния конфигурации самолета и, в частности, влияния выпуска и уборки закрылков, необходимо учитывать особенности конкретного самолета.

Выпуск закрылков увеличивает площадь крыла, что вызывает увеличение продольного демпфирующего момента и более быстрое затухание продольных колебаний самолета.

Выпуск или уборка шасси, как правило, изменяет центровку самолета и аэродинамический момент тангажа за счет прироста силы лобового сопротивления, приложенного ниже центра масс самолета. Результирующий момент определяется алгебраической суммой этих моментов. Так, например, у самолета Ан-24 при выпуске шасси центр масс смещается на 2—4 % САХ назад в зависимости от полетной массы, что приводит к соответствующему уменьшению запаса продольной статической устойчивости $\bar{x}_F - \bar{x}_T$, нарушению балансировки и появлению кабрирующего момента. Вместе с тем при выпуске шасси возникает сила лобового сопротивления шасси, точка приложения которой находится ниже центра масс самолета. Это приводит к возникновению пикирующего момента, что равносильно увеличению степени продольной статической устойчивости. Как показывает летная практика, кабрирующий и пикирующий моменты при выпуске шасси практически равны, поэтому не вызывают существенного изменения запаса статической устойчивости самолета.

Влияние работы силовой установки на характеристики статической устойчивости самолета по перегрузке определяется: местом установки двигателей, участием двигателей в создании дополнительной подъемной силы крыла и изменении скоса потока у горизонтального оперения, режимом работы двигателей и наличием дополнительных сил, возникающих при косо обдувке воздушного винта (воздухозаборника) на полетных углах атаки. Более сильное влияние на характеристики продольной устойчивости оказывают силовые установки с воздушными винтами.

Обдувка крыла воздушным потоком от работающего воздушного винта существенно влияет на аэродинамические силы и скос потока у горизонтального оперения. Обдувка крыла приводит к увеличению подъемной силы крыла и смещению фокуса самолета вперед, т. е. к уменьшению запаса статической устойчивости самолета.

Влияние обдувки крыла растет с увеличением угла атаки и увеличением режима работы двигателей. С увеличением скорости полета (уменьшением угла атаки) дестабилизирующее воздействие обдувки крыла уменьшается, и запас статической устойчивости самолета по перегрузке увеличивается. Кроме того, с увеличением скорости полета и уменьшением угла атаки крыла уменьшается скос потока в области горизонтального оперения, что равносильно смещению фокуса самолета назад и увеличению запаса статической устойчивости.

Значительное влияние на степень устойчивости самолета по перегрузке оказывает *фиксация руля высоты*. Подъемная сила горизонтального оперения (стабилизатора) и руля высоты уравнивают пикирующий момент, создаваемый крылом, чем обеспечивается продольная балансировка самолета. При случайном увеличении угла атаки в фокусе самолета возникнет приращение подъемной силы, которое создаст стабилизирующий пикирующий момент $\Delta Y(x_F - x_T)$, направленный на устранение этого приращения. Одновременно на такую же величину возрастет угол атаки горизонтального оперения, что приведет к возникновению приращения подъемной силы на горизонтальном оперении $\Delta Y_{\text{го}}$ и руля высоты $\Delta Y_{\text{в}}$, направленных вверх и создающих также стабилизирующий пикирующий момент $(\Delta Y_{\text{го}} + \Delta Y_{\text{в}}) L_{\text{го}}$.

Если руль высоты освободить, то приращение подъемной силы на руле высоты $\Delta Y_{\text{в}}$, вызванное изменением угла атаки самолета, повернет его вверх, и величина $\Delta Y_{\text{в}}$ уменьшится. В результате уменьшится стабилизирующий момент тангажа горизонтального оперения, который станет равным $\Delta Y_{\text{го}}L_{\text{го}}$, что равносильно смещению фокуса самолета вперед и уменьшению степени статической продольной устойчивости по перегрузке. Освобождение руля высоты приводит к продольной статической устойчивости по углу атаки на 2—6 % по сравнению с зафиксированным. У самолетов, имеющих необратимое бустерное управление при свободных рычагах управления, руль высоты не отклоняется под действием шарнирного момента, а удерживается бустерами неподвижно.

Влияние упругих деформаций конструкции проявляется в том, что при увеличении скоростного напора конструкция самолета может существенно деформироваться, в результате чего изменяются аэродинамические характеристики самолета, а также характеристики устойчивости и управляемости. Основное влияние на характеристики продольной статической устойчивости самолета оказывают упругие деформации крыла и фюзеляжа, в меньшей степени влияют упругие деформации горизонтального оперения.

Изменившиеся в результате деформации кручения крыла угол атаки α , угол скоса потока ϵ , угловая скорость вращения самолета ω_z ,

в свою очередь, приводят к изменению подъемной силы, силы лобового сопротивления момента тангажа, создаваемых крылом и горизонтальным оперением, демпфирующего момента тангажа, степени продольной устойчивости и затухания, периода колебаний, приращения нормальной перегрузки.

Изгиб крыла также оказывает влияние на характеристики продольного движения, вызывая в конечном итоге изменение степени продольной устойчивости и динамических характеристик движения. Изгиб фюзеляжа под действием массовых и аэродинамических нагрузок приводит к повороту оперения относительно оси OZ , что вызывает изменение угла атаки $\Delta\alpha_{г.о.}$, аэродинамического момента $M_{г.о.}$, степени продольной статической устойчивости самолета m_z^y , динамических характеристик движения.

Деформация изгиба и кручения при различных режимах полета из-за нестационарности атмосферных воздействий, а также управляющих отклонений рулей и упругих сил конструкции может иметь колебательный характер. Приборы, установленные на фюзеляже (например, автопилот), фиксируют эти колебания, что приводит к погрешностям измерения параметров движения, а следовательно, и к ошибкам управления.

11.6. Устойчивость самолета по скорости

Под устойчивостью по скорости понимают способность самолета сохранять заданную скорость полета и возвращаться к ней самостоятельно без вмешательства пилота (автопилота).

Предположим, что самолет находится в прямолинейном установившемся горизонтальном полете (рис. 11.20, а, б). При случайном увеличении скорости, например при попадании самолета во встречный поток воздуха, подъемная сила Y_a и сила лобового сопротивления X_a возрастут пропорционально величине $(V + \Delta V)^2$. Равновесие сил вдоль осей OX_a и OY_a нарушится. Под действием приращения подъемной силы ΔY_a , приложенного в центре масс, самолет начнет набирать высоту с вертикальной скоростью V_y . Вектор скорости центра масс изменит угол наклона на величину $\Delta\theta$, что при постоянном угле тангажа θ (равновесие продольных моментов пока не нарушено) приводит к уменьшению угла атаки на величину $\Delta\alpha = \Delta\theta$ (рис. 11.20, в). Уменьшение угла атаки приведет к появлению отрицательного приращения подъемной силы ΔY_a , приложенного в фокусе, и соответственно возникновению стабилизирующего момента тангажа $M_z^a = \Delta\alpha$. Под действием этого момента самолет, проявляя свойство устойчивости, возвратится к прежнему углу атаки, заданному балансировочным отклонением руля высоты, и будет продолжать набор высоты с этим углом атаки. Под действием возросшей из-за увеличения скорости полета силы лобового сопротивления и появившейся составляющей силы тяже-

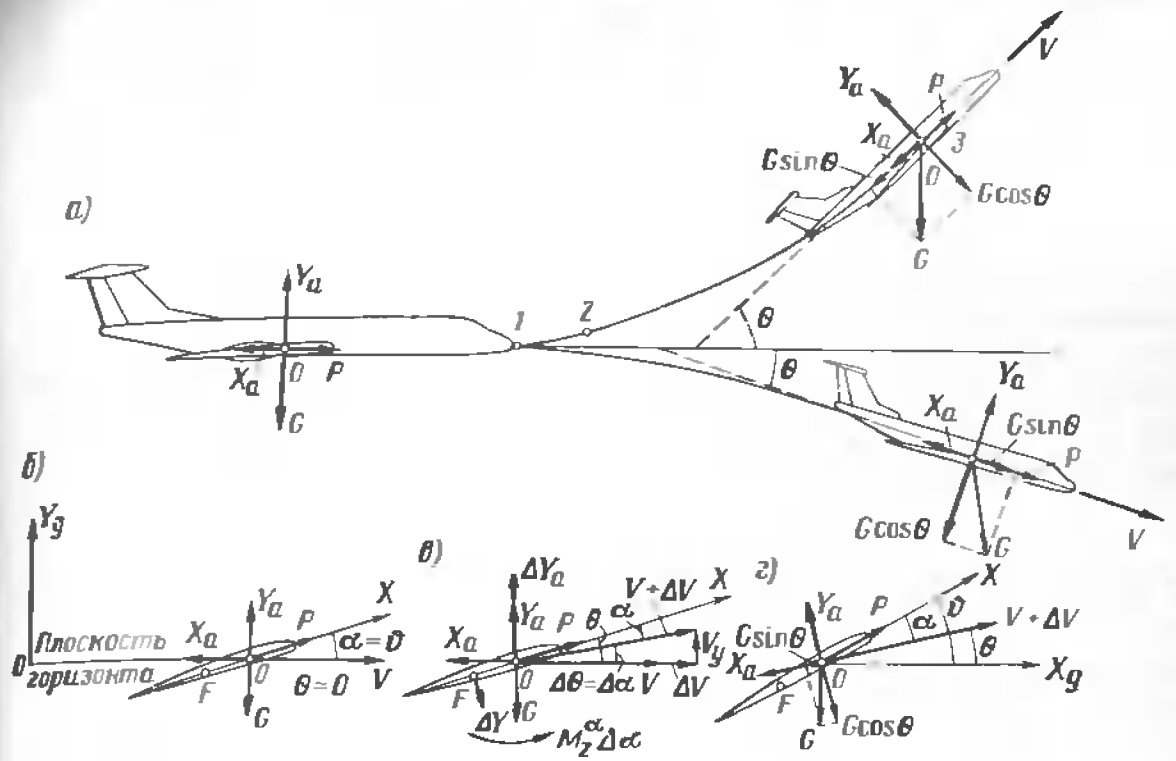


Рис. 11.20. Реакция самолета на изменение скорости полета (а) и изменение углов атаки, тангажа и наклона траектории соответственно в точках 1 (б), 2 (в) и 3 (г)

сти $G \sin \theta$ самолет будет терять скорость, возвращаясь к ее прежнему значению (рис. 11.20, а, г).

При случайном уменьшении скорости самолет получит отрицательное приращение подъемной силы, в результате чего он будет терять высоту, увеличивая скорость. Поскольку подъемная сила всегда пропорциональна скорости, то может показаться, что отношение $\Delta Y_a / \Delta V$ будет положительным и самолет всегда будет статически устойчив по скорости. На самом деле это не всегда так. Действительно, при числе M полета, больших M_{*} , центр давления и фокус самолета резко смещаются назад (см. рис. 11.9) и при неизменной балансировке на самолет действует пикирующий момент тангажа, под действием которого угол тангажа и угол атаки уменьшаются, а самолет теряет высоту, увеличивая скорость. Если пилот не вмешивается в управление, то скорость самолета еще более растет, а вследствие уменьшения угла атаки подъемная сила уменьшается. В этом случае отношение $\Delta Y_a / \Delta V < 0$, самолет становится статически неустойчивым по скорости. Пикирующий момент при смещении фокуса назад может оказаться настолько большим, что для его парирования даже полного отклонения руля высоты может быть недостаточно. Это явление называется затягиванием в пикирование. Область скоростей затягивания в пикирование для транспортных самолетов лежит за пределами ограничения максимальной скорости по числу M полета.

Продольная статическая устойчивость по скорости характеризует поведение самолета в прямолинейном полете с изменяющейся скоростью при постоянной нормальной скоростной перегрузке. Так как изменение скорости при постоянной перегрузке сопровождается и изменением угла атаки, то коэффициент момента тангажа будет зависеть не только от угла атаки, но и от скорости полета (числа M). В этом случае об устойчивости по скорости самолета с фиксированным на балансировочном значении для исходного режима полета рулем высоты (стабилизатором) судят по полной производной коэффициента момента тангажа, по коэффициенту подъемной силы, которая называется степенью продольной статической устойчивости по скорости при фиксированном руле высоты σ_V . В частности, когда установившимся прямолинейным движением является горизонтальный полет ($n_{y_a} = 0$), то

$$\sigma_V = \left[\frac{dm_z(c_{y_a}), M}{dc_{y_a}} \right]_{n_{y_a}=1} = m_z^{c_y} + m_z^M \left(\frac{dM}{dc_{y_a}} \right)_{n_{y_a}=1} \quad (11.34)$$

Из условия $c_{y_{a_{гп}}} = mg/qS$ при $q = 0,7 \rho M^2$ формула (11.34) преобразуется к виду

$$\sigma_V = m_z^{c_y} - \frac{M}{2c_{y_{a_{гп}}}} m_z^M. \quad (11.35)$$

Из анализа выражения (11.35) следует:

устойчивость самолета по скорости имеет смысл рассматривать только при наличии статической устойчивости по перегрузке $m_z^{c_y} < 0$; на докритических скоростях производная $m_z^M > 0$, поэтому коэффициент продольной статической устойчивости по скорости $\sigma_V < 0$, т. е. самолет устойчив по скорости;

при дальнейшем увеличении скорости до M_* и выше производная m_z^M становится отрицательной. В этом случае наличие устойчивости по скорости определит знак алгебраической суммы (11.35). Если первое слагаемое по абсолютному значению больше второго, то самолет, обладающий продольной статической устойчивостью по перегрузке, будет обладать и продольной статической устойчивостью по скорости при фиксированном руле высоты ($\sigma_V < 0$). Если второе слагаемое по абсолютному значению больше первого, то самолет, обладающий статической устойчивостью по перегрузке, будет статически неустойчив по скорости ($\sigma_V > 0$).

Значение и знак производной σ_V можно определить по приведенным формулам или по тангенсу угла наклона моментной диаграммы, построенной для различных чисел M полета при $n_{y_a} = \text{const}$, $\delta_a = \text{const}$ в точке, соответствующей режиму балансировки по скорости (числу M) коэффициент $m_z = 0$ (рис. 11.21). В области статической устойчивости по скорости, соответствующей участкам сплошной кривой, положительному изменению коэффициента подъемной силы Δc_{y_a} соответ-

ствует отрицательное изменение коэффициента момента тангажа Δm_z , т. е. $\sigma_V < 0$. В области статической неустойчивости по скорости (участок штриховой кривой) положительному изменению коэффициента Δc_{y_a} соответствует положительное изменение коэффициента момента Δm_z , т. е. $\sigma_V > 0$.

Наличие статической устойчивости по скорости необходимое, но недостаточное условие устойчивости движения по скорости. Длиннопериодическое возмущение движение может быть затухающим (самолет обладает устойчивостью движения по скорости) и незатухающим (движение неустойчиво по скорости). При статической устойчивости самолета по скорости и невмешательстве пилота или системы автоматического управления длиннопериодическое движение будет затухающим при достаточном демпфировании воздушной среды. При полете на больших высотах, когда демпфирующие свойства воздушной среды ухудшаются, длиннопериодическое движение может стать незатухающим (самолет обладает колебательной неустойчивостью по скорости).

Если пилот или система автоматического управления отклоняют руль высоты (стабилизатор) для выдерживания горизонтального полета или полета по заданной траектории, то в этом случае перегрузка n_{y_a} сохраняется постоянной. Критерием устойчивости длиннопериодического движения является условие

$$\frac{d}{dV} (P - X_a)_{гп} < 0, \quad (11.36)$$

где P и X_a — соответственно тяга двигателей и сила лобового сопротивления самолета.

При полете на первых режимах это условие выполняется, движение самолета устойчиво. При полете на вторых режимах производная $\frac{d}{dV} (P - X_a) > 0$, и следовательно, длиннопериодическое движение при выдерживании $n_{y_a} = \text{const}$ или стабилизации угла наклона траектории неустойчиво.

Согласно ЕНЛГС, транспортный самолет должен быть статически устойчивым по скорости на всех основных эксплуатационных режимах. Допускается небольшая неустойчивость по скорости только в диапазоне скоростей от $V_{\text{max}_a}(M)$ (максимально допустимой эксплуатационной по числу полета) до $V_{\text{max}} \text{ док}$ (расчетной предельно допустимой скорости). При этом сохраняется устойчивость по перегрузке и оценке пилота, изменение усилий на штурвале не является значитель-

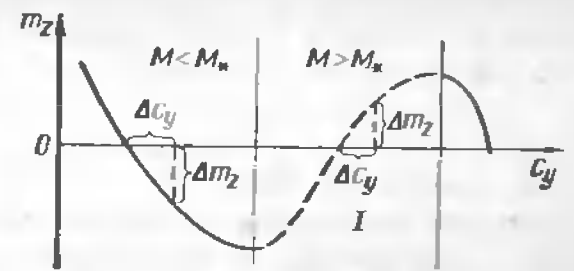


Рис. 11.21. Зависимость коэффициента момента тангажа от коэффициента подъемной силы при изменяющемся числе M горизонтального полета ($H = \text{const}$, n_{y_a} ; $c_{y_a} \approx c_y$):

I — область статической неустойчивости

ным и опасным с точки зрения предотвращения непреднамеренного превышения ограничений по скорости.

В продольном длиннопериодическом движении при периодах колебаний более 20 с допускается нейтральная устойчивость, а при периодах колебаний более 30 с — неустойчивость, если при этом время удвоения амплитуды составляет не менее 60 с. При таких характеристиках колебательного длиннопериодического движения проявление неустойчивости по скорости пилотом воспринимается, как влияние турбулентности атмосферы.

11.7. Продольная балансировка самолета

Общие сведения. Под продольной балансировкой понимается процесс взаимного уравнивания моментов относительно поперечной оси OZ путем отклонения органов управления (стабилизатора и руля высоты). Если самолет сбалансирован, то выполняется условие $\Sigma M_z = 0$. Условие статической балансировки самолета, как следует из уравнения (11.12),

$$0 = M_{oz} - Y(x_F - x_T) + P y_P + Y_B L_{го}. \quad (11.37)$$

или в безразмерной форме (11.13)

$$0 = m_{oz} - c_y(\bar{x}_F - \bar{x}_T) + m_{P_z} + m_z^\psi \Delta\varphi + m_z^{\delta_B} \delta_B. \quad (11.38)$$

Для упрощения будем считать, что m_{P_z} является малой величиной, тогда выражение (11.38) примет вид

$$0 = m_{oz} - c_y(\bar{x}_F - \bar{x}_T) + m_z^\psi \Delta\varphi + m_z^{\delta_B} \delta_B. \quad (11.39)$$

Угол отклонения руля высоты (стабилизатора), необходимый для балансировки самолета в данном режиме полета, называется балансировочным. Это отклонение можно определить из уравнения (11.39), разрешив его относительно δ_B или φ .

Если балансировка самолета осуществляется путем отклонения руля высоты при неподвижном стабилизаторе, то слагаемое $m_z^\psi \Delta\varphi$ в (11.39) включается в коэффициент момента при нулевой подъемной силе m_{oz} , если же балансировка осуществляется управляемым стабилизатором, то из (11.39) исключается слагаемое $m_z^{\delta_B} \delta_B$. Балансировочные отклонения руля высоты и стабилизатора определяются соотношениями:

$$\delta_B = \frac{-m_{oz} + c_{y\alpha}(\bar{x}_F - \bar{x}_T)}{m_z^{\delta_B}}; \quad (11.40)$$

$$\varphi = \frac{-m_{oz} + c_{y\alpha}(\bar{x}_F - \bar{x}_T)}{m_z^\psi}. \quad (11.41)$$

Величина $c_{y\alpha}$ в выражениях (11.40 и 11.41) определяется при заданных значениях высоты полета H , скорости V , нормальной перегрузки n_y , полетной массы m .

Различают два вида продольной балансировки: при постоянной скорости и высоте полета, но изменяющейся нормальной перегрузке, и при постоянной нормальной (обычно равной единице) перегрузке, но изменяющейся скорости. Остановимся на рассмотрении двух видов балансировочных зависимостей: $\delta_B(n_y)$ и $\delta_B(V)$, которые могут быть получены аналитически из зависимости (11.40) или в результате летных испытаний.

Балансировочная зависимость $\delta_B(n_y)$. Эта зависимость показывает, на сколько градусов необходимо отклонить руль высоты для балансировки самолета в прямолинейном горизонтальном установившемся полете при сохранении нормальной перегрузки $n_y = 1$ (рис. 11.22). Балансировочная кривая строится по результатам летных испытаний самолета следующим образом.

В прямолинейном установившемся горизонтальном полете при постоянных значениях полетной массы, высоты, угла атаки α и скорости пилот берет штурвал на себя и фиксирует его в этом положении. Совершив несколько колебаний по углу атаки, самолет занимает новый установившийся угол атаки $\alpha_{уст} = \alpha + \Delta\alpha$, которому соответствуют подъемная сила $Y_{уст} = Y + \Delta Y$ и нормальная перегрузка $n_{yуст} = n_y + \Delta n_y$. В момент достижения угла атаки $\alpha_{уст}$ фиксируются значение перегрузки $n_{yуст}$ и соответствующее ему значение угла отклонения руля высоты δ_B . По координатам $n_{yуст}$ и δ_B получается точка на плоскости. Каждому отклонению руля высоты на новый угол δ_B при $V, m, H = const$ соответствуют свои значения $\alpha_{уст}$ и $n_{yуст}$, а также своя точка на плоскости в координатах n_y и δ_B . Линия, проведенная через полученные точки, называется балансировочной кривой.

Значение установившейся перегрузки $n_{yуст}$ зависит от отклонения руля высоты δ_B и стабилизирующего момента $\Delta Y(x_F - x_T)$. При $M < M_*$ положение фокуса самолета практически не изменяется с изменением угла атаки, поэтому запас устойчивости $m_z^c = x_F - x_T$ постояен и между величинами δ_B и $n_{yуст}$ будет линейная зависимость. При уменьшении степени устойчивости m_z^c уменьшается стабилизи-

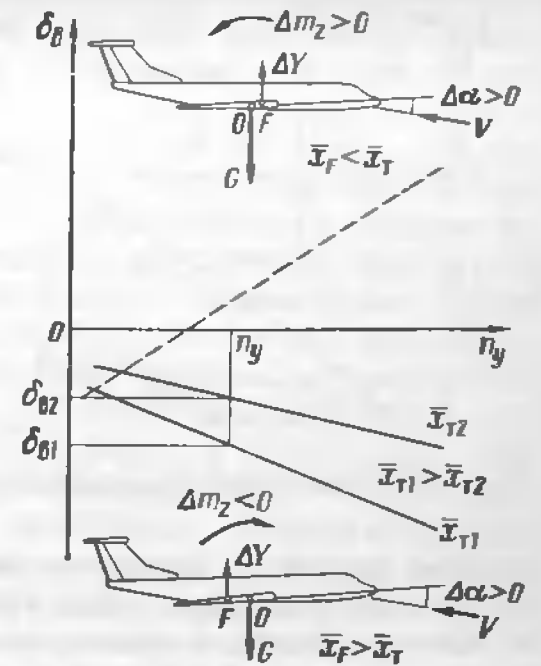
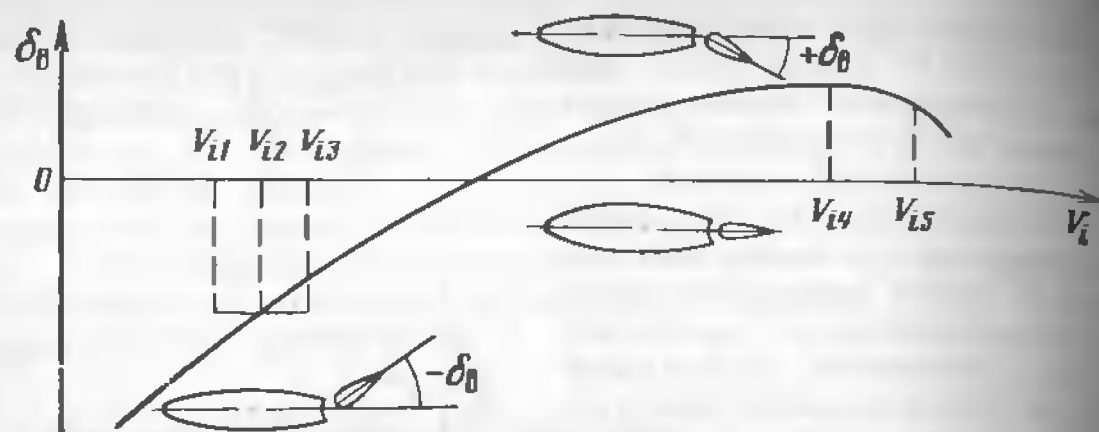


Рис. 11.22. Балансировочные зависимости $\delta_B(n_y)$ для устойчивого (сплошные линии) и неустойчивого (штриховая линия) самолета ($V, H = const$)

Рис. 11.23. Типичная балансировочная зависимость $\delta_B(V_i)$

рующей момент и, чтобы получить такую же перегрузку n_y , требуется меньшее балансировочное отклонение руля высоты (δ_{B2} вместо δ_{B1}).

Балансировочная кривая для устойчивого самолета имеет отрицательный наклон. Если самолет неустойчив по перегрузке, то для увеличения нормальной перегрузки пилот должен также взять штурвал на себя, перегрузка возрастет, но приращение подъемной силы ΔY создаст дестабилизирующий момент, направленный на дальнейшее увеличение угла атаки. Для того чтобы сбалансировать самолет на новом (большем) угле атаки, пилот должен отдать штурвал от себя. Для уменьшения нормальной перегрузки пилот сначала отдает штурвал от себя, и нормальная перегрузка под действием дестабилизирующего момента уменьшается и для балансировки самолета при новой (меньшей) перегрузке требуется отклонение штурвала на себя. Таким образом, для балансировки неустойчивого по перегрузке самолета от пилота требуются двойные движения штурвалом.

Об устойчивости самолета по перегрузке пилот может судить по его реакции на отклонение штурвала: если при небольшом отклонении штурвала на себя через некоторое время перегрузка n_y уст. фиксируется, то он устойчив; если же перегрузка продолжает неограниченно нарастать, то самолет неустойчив по перегрузке. Так как при постоянной скорости и высоте полета между перегрузкой n_y , c_y и α существует однозначная зависимость, то на основании балансировочной зависимости $\delta_B(n_y)$ можно построить зависимость $\delta_B(\alpha)$ и $\delta_B(c_y)$.

Балансировочная зависимость $\delta_B(V_i)$. Она показывает, насколько и в каком направлении следует отклонить руль высоты в процессе прямолинейного горизонтального разгона или торможения самолета на заданной высоте, чтобы сохранить нормальную перегрузку $n_y = 1$ (рис. 11.23).

Для получения зависимости $\delta_B(V_i)$ при летных испытаниях пилот разгоняет (или тормозит) самолет в прямолинейном горизонтальном полете, изменяя режим работы силовой установки. При увеличении скорости увеличиваются подъемная сила и перегрузка, поэтому для балансировки самолета или выдерживания нормальной перегрузки n_y

пилот должен отдавать штурвал от себя. При этом руль высоты отклоняется вниз относительно предыдущего положения. На самолет действуют пикирующий момент, угол атаки, а следовательно, и подъемная сила уменьшаются, самолет сбалансирован на меньшем угле атаки, и условие $n_y = 1$ будет выполнено. Для нескольких фиксированных значений индикаторной скорости V_i фиксируются требуемые отклонения руля высоты δ_B , обеспечивающие нормальную перегрузку $n_y = 1$. Кривая, соединяющая точки на плоскости, отмеченные по выбранным значениям V_i и соответствующим значениям δ_B , называется балансировочной. Балансировочные кривые строят для различных высот полета, конфигураций самолета, полетных масс, центровок, различных режимов работы двигателей и приводят в технических описаниях самолета. По балансировочным кривым можно оценить возможность балансировки самолета в различных эксплуатационных режимах, определить запасы расхода руля высоты, необходимые для выполнения маневра, области неустойчивости по скорости.

Любой точке, лежащей ниже балансировочной кривой, соответствует отклонение руля высоты вверх от балансировочного положения, обеспечивающее нормальную перегрузку $n_y > 1$ при соответствующей данной точке скорости. Любой точке, лежащей выше балансировочной кривой, соответствует отклонение руля вниз от балансировочного и нормальная перегрузка $n_y < 1$. Предположим, что пилот сбалансировал самолет на некоторой индикаторной скорости V_{i2} и в управлении самолетом не вмешивается. Если скорость самолета случайно уменьшится до значения V_{i1} (например, самолет попал в попутный поток воздуха), а руль высоты останется в прежнем положении, то подъемная сила станет меньше силы тяжести самолета, а нормальная перегрузка $n_y < 1$. Самолет начнет терять высоту, увеличивая при этом скорость. При случайном увеличении скорости до значения V_{i3} и неизменном положении руля высоты подъемная сила станет больше силы тяжести самолета, перегрузка $n_y > 1$ и самолет начнет набирать высоту, уменьшая скорость. В обоих случаях скорость самолета будет стремиться к исходному значению. Это явление наблюдается во всем диапазоне скоростей от V_{i1} до V_{i2} , т. е. на участке, соответствующем положительному наклону балансировочной кривой ($\frac{\partial \delta_B}{\partial V_i} > 0$).

При скоростях полета, больших V_{i4} , наклон балансировочных кривых становится отрицательным ($\frac{\partial \delta_B}{\partial V_i} < 0$), что свидетельствует о потере устойчивости по скорости. Действительно, пусть пилот сбалансировал самолет на скорости V_i (при этом $M < M_*$). При увеличении скорости до значений, соответствующих массам $M \geq M_*$, фокус самолета переместится назад, возникнет пикирующий момент, направленный на уменьшение угла атаки. Это приведет к уменьшению подъемной силы, потере высоты и еще большему увеличению скорости. Если пилот сбалансировал самолет на скорости V_{i5} и произошло случайное уменьшение скорости до значения V_{i4} , то фокус самолета

переместится вперед. На самолет будет действовать кабрирующий момент, что увеличит угол атаки, подъемную силу, приведет к набору высоты и потере скорости. Для балансировки самолета потребуются от себя штурвал от себя.

Если при увеличении скорости пилот вынужден брать штурвал на себя, а при уменьшении скорости отдавать его от себя, то такой самолет не будет выдерживать заданную скорость без постоянного вмешательства пилота. Для изменения скорости в области неустойчивости (отрицательный наклон балансировочной кривой) от пилота потребуются двойные движения штурвала. Например, для увеличения скорости от значения V_{15} пилот должен отклонить штурвал сначала от себя для уменьшения угла атаки, перегрузки и увеличения скорости за счет потери высоты, затем на себя — для удержания самолета на большей скорости. Причем обратное перемещение штурвала будет больше прямого.

Балансировочные кривые строят обычно для основных эксплуатационных условий полета, оговариваемых в технических описаниях. Измененные эксплуатационных условий можно учесть либо пересчетом балансировочных кривых, либо путем качественной оценки влияния того или иного фактора.

Влияние эксплуатационных факторов на балансировочное отклонение руля высоты. Как следует из (11.40), влияние того или иного эксплуатационного фактора на потребное отклонение руля высоты проявляется через изменение коэффициента c_{y_a} , запаса центровки $x_F - x_T$ и коэффициента эффективности руля высоты m_z^{σ} . Влияние эксплуатационного фактора на балансировочное отклонение руля высоты удобно оценивать по изменению его балансировочного отклонения

$$\Delta \delta_B = \delta_{B2} - \delta_{B1} \quad (11.41)$$

где δ_{B1} — исходное балансировочное отклонение руля; δ_{B2} — балансировочное отклонение руля, обусловленное влиянием изучаемого фактора.

Рассмотрим влияние центровки. Пусть центровка самолета изменилась и относительная координата центра масс стала не x_{T1} , а x_{T2} . Действительно, если $x_{T2} > x_{T1}$, то запас статической устойчивости самолета $m_z^{\sigma} = -(x_F - x_T)$ уменьшится и для балансировки самолета потребуются отклонение штурвала от себя (рис. 11.24). Таким образом, при увеличении центровки самолета балансировочная кривая сместится вверх. При уменьшении центровки запас продольной статической устойчивости увеличится, что потребует балансировочного отклонения руля высоты вверх относительно предыдущего положения.

На рис. 11.25 показаны балансировочные кривые при различных центровках при полете на постоянной высоте с неизменной полетной массой с постоянной нормальной перегрузкой $n_y = 1$. Как следует из анализа балансировочных кривых, чем меньше центровка, тем больше запас статической устойчивости по перегрузке, тем больше баланси-

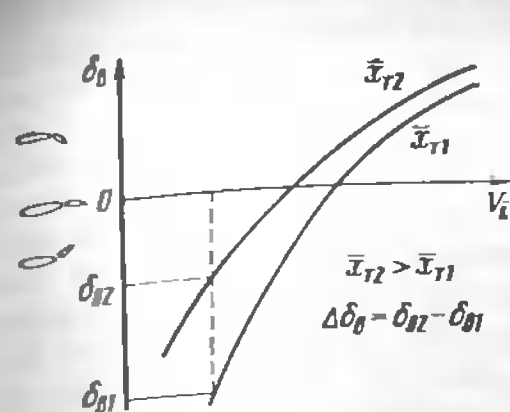


Рис. 11.24. Влияние центровки на положение балансировочной кривой

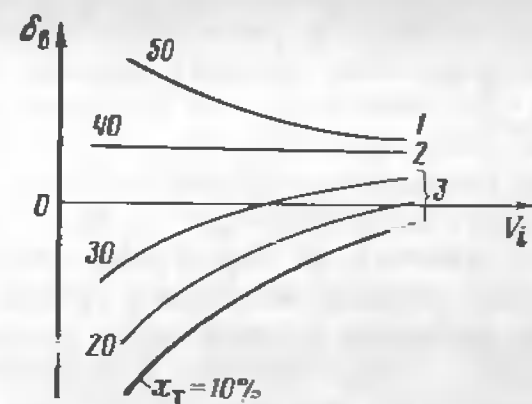


Рис. 11.25. Балансировочные зависимости самолета при различных центровках самолета:

$$1 - m_z^{\sigma} > 0; 2 - m_z^{\sigma} = 0; 3 - m_z^{\sigma} < 0$$

рульное отклонение руля высоты вверх, и наоборот. При случайном увеличении скорости полета для сохранения нормальной перегрузки $n_y = 1$ требуется балансировочное отклонение руля высоты вниз.

При увеличении центровки запас статической устойчивости уменьшается, что выражается в уменьшении угла наклона балансировочной кривой. Если $x_F - x_T = 0$ (центр масс и фокус самолета совпадают), то самолет имеет нейтральную статическую устойчивость по перегрузке, балансировочная кривая, соответствующая $x_T = 40\% b_A$, имеет нулевой угол наклона. При более задних центровках самолет становится статически неустойчивым по перегрузке ($m_z^{\sigma} > 0$), наклон балансировочной кривой становится положительным (балансировочная кривая, соответствующая $x_T = 50\% b_A$).

Предельно допустимая передняя центровка определяется требованием достаточности запаса перемещения руля высоты вверх при посадке самолета (на этапе выравнивания). Осложнения условий посадки (отказы техники, обледенение, боковой ветер и т. п.), ошибки в пилотировании могут привести к тому, что запаса расхода руля высоты может не хватить для выдерживания требуемых параметров движения самолета. Единые нормы летной годности самолетов с целью обеспечения безопасности полетов регламентируют запас по отклонению руля высоты при предельно передней центровке (не менее 10°).

При передних центровках самолета, требующих балансировочного отклонения руля высоты вверх, подъемная сила $Y_{го}$ имеет большие отрицательные значения, что уменьшает подъемную силу самолета: $Y_{кр} - Y_{го}$. Для восполнения этой потери требуется увеличить скорость полета за счет увеличения режима работы двигателей. Например, при уменьшении центровки самолета ТУ-154 на 10% лобовое сопротивление самолета за счет увеличения балансировочного отклонения руля высоты вверх и перестановки стабилизатора увеличивается на 2%.

Это приводит к увеличению потребной тяги силовой установки и дополнительному расходу топлива около 100 кг на каждый час полета.

Следовательно, для экономии топлива предпочтительны более задние центровки самолета, при которых лобовое сопротивление вследствие уменьшения балансирующего отклонения руля высоты (стабилизатора) уменьшается. При более задних центровках запас устойчивости самолета по перегрузке уменьшается. Случайный выход за предельно заднюю центровку снижает безопасность полетов. Обеспечение экономии авиационного топлива за счет уменьшения балансирующего сопротивления и обеспечения высокой безопасности полетов предъявляет жесткие требования к достоверности исходных весовых данных самолета, топлива и грузов, а также определения центровки. Согласно ЕНЛГС, точность определения центровки самолета должна быть не ниже $\pm 0,5\%$.

Влияние полетной массы самолета проявляется в том, что при ее изменении изменяется потребная подъемная сила. При увеличении полетной массы самолета для обеспечения горизонтального полета с нормальной перегрузкой $n_y = 1$ требуется большая подъемная сила, что при одном и том же значении скорости достигается только увеличением коэффициента c_y (угла атаки), для чего пилоту необходимо взять штурвал на себя. Таким образом, при увеличении полетной массы самолета балансирующая кривая смещается вниз. В прямолинейном установившемся горизонтальном полете выполняется условие

$$G = Y_a = c_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S = c_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S,$$

откуда коэффициент подъемной силы

$$c_{ya} \approx c_y \frac{2G}{\rho V^2 S} = \frac{2G}{\rho_0 V_i^2 S} \quad (11.43)$$

Из выражения (11.43) следует, что потребное изменение коэффициента подъемной силы для обеспечения горизонтального полета с той же индикаторной скоростью пропорционально изменению полетной массы самолета.

Влияние режима работы силовой установки на балансирующее отклонение руля высоты (стабилизатора) проявляется через коэффициент момента тангажа тяги m_{P_z} .

Большинство факторов, обусловленных работой силовой установки, в значительной степени взаимно компенсируют друг друга. При этом изменение балансирующего отклонения руля высоты не превышает 3° . Исключение составляют самолеты с ТВД, у которых изменение режима работы силовой установки, косая обшивка воздушного винта оказывают значительное влияние на положение фокуса.

Влияние высоты полета при скоростях, соответствующих числам $M < M_*$, не влияет на положение балансирующей кривой $\delta_B(V_i)$, так как полет на различных высотах с постоянной индикатор-

ной скоростью не приводит к изменению коэффициента c_y . При полетах со скоростями, соответствующими числам $M \geq M_*$, меняется запас устойчивости самолета по перегрузке из-за перемещения фокуса самолета назад. Изменение коэффициентов $m_z^{c_y}$, m_{oz} , $m_z^{\delta_B}$ требует изменения балансирующего отклонения руля высоты, следовательно, изменяется положение балансирующей кривой. Это изменение определяется особенностями конкретного самолета.

Влияние положения механизации крыла проявляется в изменении подъемной силы крыла, угла схода потока за крылом, подъемной силы горизонтального оперения, смещении центра давления, а следовательно, и фокуса самолета \bar{x}_F . Если фокус самолета смещается вперед, то запас центровки уменьшается и балансирующее отклонение руля высоты будет более нижним ($\Delta\delta_B > 0$). Отклонение механизации, как правило, приводит к увеличению схода потока, для парирования которого также требуется отклонение руля высоты вниз. Оба фактора вызывают смещение балансирующей кривой вверх.

Влияние угла установки стабилизатора проявляется через изменение потребного балансирующего отклонения руля высоты δ_B . Если для самолета классической компоновочной схемы построить балансирующие кривые для случаев: $\varphi = 0$; $\varphi > 0$ и $\varphi < 0$ (рис. 11.26), то отклонение стабилизатора на угол $\varphi > 0$ потребует большего отклонения руля высоты вверх, балансирующая кривая сместится вниз. Отклонение стабилизатора на угол $\varphi < 0$ потребует меньшего отклонения руля вверх, балансирующая кривая сместится вверх.

Установкой стабилизатора на угол φ осуществляется грубая балансировка самолета.

Потребный угол установки стабилизатора выбирают таким, чтобы расхода руля высоты было достаточно для продольной балансировки в заданном режиме полета.

Балансирующее отклонение стабилизатора рассчитывают по формуле (17.41). Необходимость балансирующего отклонения стабилизатора (перестановки) возникает при значительных изменениях режима полета.

Как показано на рис. 11.26, на некоторой скорости V_{i1} при перестановке стабилизатора из положения $\varphi = 0$ в положение $\varphi < 0$ руль высоты для балансировки самолета необходимо отклонить на значительный угол вниз, а при перестановке стабилизатора на угол $\varphi > 0$ — вверх.

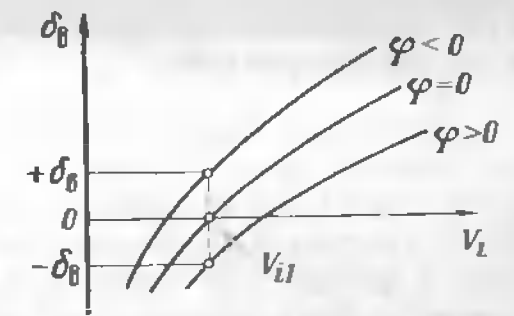


Рис. 11.26. Влияние угла установки стабилизатора на балансирующее отклонение руля высоты

11.8. Продольная управляемость самолета и ее характеристики

Продольная управляемость — способность самолета реагировать на отклонение органов продольного управления, изменяя угол атаки, а следовательно, коэффициент подъемной силы и нормальную перегрузку. В ответ на дозированное пилотом или бортовой автоматической системой управления отклонение руля высоты или стабилизатора самолет выполняет определенный маневр в продольном движении. С точки зрения пилота, продольная управляемость самолета оценивается, во-первых, значением усилий на штурвале и перемещением штурвала для выполнения маневра в вертикальной плоскости, во-вторых, «послушностью» самолета, его способностью «ходить за штурвалом». В соответствии с этим характеристики продольной управляемости принято делить на две группы: статические и динамические.

Статические характеристики продольной управляемости. Основными из них являются: отношения $\frac{\Delta \delta_B}{\Delta c_{yl}}, \frac{\Delta \delta_B}{\Delta n_y}, \frac{\Delta X_B}{\Delta n_y}, \frac{\Delta P_B}{\Delta n_y}$, показывающие требуемое отклонение руля высоты $\Delta \delta_B$, перемещение штурвала ΔX_B , изменение усилия на штурвале ΔP_B для единичного изменения коэффициента подъемной силы Δc_y или нормальной перегрузки Δn_y . Эти отношения обычно выражаются в виде производных $\delta_B^{c_y}, \delta_B^{n_y}, X_B^{n_y}, P_B^{n_y}$. Статические характеристики продольной управляемости самолета получают в результате обработки результатов летных испытаний и приводят в техническом описании самолета. Производная $\delta_B^{c_y}$ называется *градиентом отклонения руля высоты по коэффициенту нормальной силы*. Она показывает, на сколько градусов необходимо отклонить руль высоты, чтобы изменить коэффициент подъемной силы на единицу. Можно доказать, что производная $\delta_B^{c_y} = -m_z^{c_y}/m_z^{\delta_B}$ зависит только от запаса статической устойчивости самолета по перегрузке $m_z^{c_y}$ и коэффициента эффективности руля высоты $m_z^{\delta_B}$, которые при скоростях, меньших критических, остаются практически постоянными. Следовательно, производная $\delta_B^{c_y}$ не зависит от скорости при $M < M_*$.

Производная $\delta_B^{n_y}$ называется *градиентом отклонения руля высоты по перегрузке* и показывает, на какой угол необходимо отклонить руль высоты, чтобы изменить нормальную перегрузку на единицу. Предположим, что самолет находится в установившемся прямолинейном горизонтальном полете, тогда выполняется условие $Y_{гп} = G$. При отклонении руля высоты на величину $\Delta \delta_B$ возникнет приращение коэффициента подъемной силы Δc_y и соответствующее приращение подъемной силы ΔY . При этом приращение нормальной перегрузки

$$\Delta n_y = \frac{\Delta Y}{G} = \frac{\Delta Y}{Y_{гп}} = \frac{\Delta c_y}{c_{yгп}} \quad (11.44)$$

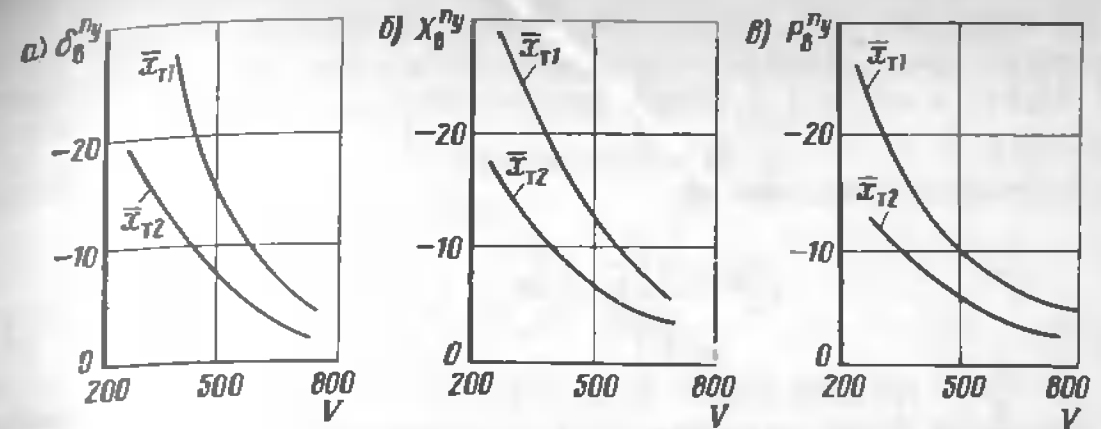


Рис. 11.27. Характеристики продольной статической управляемости при различных центровках ($x_{T2} < x_{T1}$, $m, H = \text{const}$)

С учетом выражения (11.44)

$$\delta_B^{n_y} = \frac{\Delta \delta_B}{\Delta n_y} = \frac{\Delta \delta_B}{\Delta c_y} c_{yгп} = \delta_B^{c_y} c_{yгп}. \quad (11.45)$$

Так как величина $\delta_B^{c_y}$ не зависит от скорости при $M < M_*$, то величина $\delta_B^{n_y}$ изменяется пропорционально коэффициенту $c_{yгп}$. Зависимость производной $\delta_B^{n_y}$ от индикаторной скорости задается в виде графиков (рис. 11.27, а).

Производная $X_B^{n_y}$ называется *градиентом перемещения штурвала по перегрузке* и показывает, на какую величину необходимо переместить штурвал для изменения нормальной перегрузки на единицу. У статически устойчивого по перегрузке самолета производная $X_B^{n_y}$ отрицательна. Для создания положительного приращения перегрузки требуется отрицательное (на себя) перемещение штурвала (рис. 11.27, б). Градиент перемещения штурвала по перегрузке

$$X_B^{n_y} = \frac{\Delta X_B}{\Delta n_y} \frac{\Delta \delta_B}{\Delta \delta_B} = \frac{\delta_B^{c_y}}{k_{шв}}, \quad (11.46)$$

где $k_{шв} = \Delta \delta_B / \Delta X_B$ — передаточное отношение системы штурвал — руль высоты, показывающее, на сколько градусов отклоняется руль высоты при перемещении штурвала на 1 мм (при расчетах берется размерность 1 м).

У транспортных самолетов коэффициент $k_{шв}$ обычно постоянный, что обеспечивает прямую пропорциональную зависимость между градиентами $X_B^{n_y}$ и $\delta_B^{n_y}$. При малых значениях $X_B^{n_y}$ самолет становится слишком чувствительным к перемещениям штурвала, при больших — вяло реагирует на перемещение штурвала. Летной практикой установлено, что самолет положительно оценивается пилотом, если значение $X_B^{n_y}$ больше 40 мм на единицу перегрузки.

Производная $P_{\text{в}}^{ny}$ называется *градиентом усилий на штурвале по перегрузке* и показывает, какое дополнительное усилие необходимо приложить к штурвалу, чтобы изменить нормальную перегрузку на единицу (рис. 11.27, в). Связь производной $P_{\text{в}}^{ny}$ с ранее полученными установившаяся зависимостью

$$P_{\text{в}}^{ny} = \frac{\Delta P_{\text{в}}}{\Delta n_y} \frac{\Delta X_{\text{в}}}{\Delta X_{\text{в}}} = X_{\text{в}}^{ny} P_{\text{в}}^{x_{\text{в}}}, \quad (11.47)$$

где $P_{\text{в}}^{x_{\text{в}}}$ — градиент усилий на штурвале по перемещению. Он показывает, как изменяется усилие на штурвале при его перемещении на 1 мм.

При наличии простой механической системы управления усилия на штурвале пропорциональны шарнирному моменту на руле высоты. Шарнирный момент зависит не только от угла отклонения руля высоты, но и от высоты и скорости полета. У современного транспортного самолета эти моменты велики и могут быть несоизмеримы с физическими возможностями пилота, поэтому самолеты оборудуют гидроусилителями, воспринимающими шарнирные моменты на себя, а шарнирный момент, воспринимаемый пилотом, создается искусственно при помощи пружинных загрузителей с коррекцией градиента по скоростному напору.

При малых значениях градиента $P_{\text{в}}^{ny}$ самолет слишком чувствителен к изменениям усилий на штурвале, при больших — самолет становится тяжелым в управлении. Самолет оценивается пилотом положительно, если градиент усилий на штурвале по перегрузке $P_{\text{в}}^{ny}$ находится в пределах — (100—450) Н на единицу перегрузки. Согласно ЕНЛГС, усилия на штурвале, необходимые для изменения перегрузки до максимальной эксплуатационной $n_{y \text{ max}}^{\text{э}}$ и для выноса самолета на предельно допустимый угол атаки $\alpha_{\text{доп}}$ при сбалансированном и триммированном в крейсерском режиме самолете, должны быть прямыми и по абсолютному значению составлять 300 ... 250 Н. Градиенты $P_{\text{в}}^{ny}$ и $X_{\text{в}}^{ny}$ при этом по абсолютному значению не должны превышать 100 Н и 50 мм соответственно.

Динамические характеристики продольной управляемости. Статические характеристики управляемости не дают полного представления о реакции самолета на отклонение органов управления. Для пилота не безразлично, в течение какого времени после отклонения руля высоты произойдет требуемое изменение перегрузки, а также какой характер изменения перегрузки во времени имеет самолет. Исследование реакции самолета на ступенчатое отклонение руля высоты дает объективную оценку управляемости.

Реакция самолета на скачкообразное отклонение руля высоты согласно нормам летной годности самолетов оценивается тремя основными параметрами (рис. 11.28):

$t_{\text{зат}}$ — временем затухания — промежуток времени, по истечении которого величина Δn_y будет отличаться от $\Delta n_{y \text{ уст}}$ на 0,05, т. е. на 5 %;

$t_{\text{сраб}}$ — временем срабатывания — минимальным промежуток времени, по истечении которого величина Δn_y достигает значения $\Delta n_{y \text{ уст}}$; Δn_y — относительным превышением перегрузки

$$\Delta \bar{n}_y = \Delta n_y / \Delta n_{y \text{ уст}}, \quad (11.48)$$

где $\Delta n_y = \Delta n_{y \text{ max}} - \Delta n_{y \text{ уст}}$ — превышение перегрузки.

Относительное превышение перегрузки определяется собственными свойствами самолета и демпфирующими свойствами воздушной среды и может быть выражено через коэффициент затухания колебаний $m_{\text{зат}}$:

$$\Delta \bar{n}_{y \text{ заб}} = \frac{1}{\sqrt{m_{\text{зат}}}}, \quad (11.49)$$

Большое время затухания колебаний и значительный заброс перегрузки отрицательно сказываются на маневренности самолета.

При плавном отклонении штурвала самолет практически «ходит» за штурвалом. При резком отклонении штурвала превышение перегрузки достигает 0,2—0,3. Согласно нормам летной годности к эксплуатации допускаются самолеты, получившие положительную оценку пилотов-испытателей на всех предусмотренных Руководством по летной эксплуатации режимах полета. При этом время срабатывания $t_{\text{ср}}$ не должно превышать 4 с, а относительное превышение нормальной перегрузки $\Delta \bar{n}_{y \text{ заб}}$ должно быть не более 0,3.

Дополнительная литература

[2], с. 144—199; [3], с. 136—157, 179—207, 243—298; [5], с. 106—124; [7] с. 133—169, 222—265; [6], с. 48—58, 168—173, 195—205; [9], с. 168—197.

Контрольные вопросы

1. Дайте определения, запишите и объясните условия равновесия и балансировки самолета. Можно ли сбалансировать статически неустойчивый самолет?
2. Чем определяется устойчивость движения самолета?
3. Объясните взаимосвязь устойчивости и управляемости самолета.
4. Изобразите схемы положительных моментов, угловых скоростей, отклонений органов и рычагов управления.
5. Назовите и объясните основные методы исследования устойчивости и управляемости самолета.

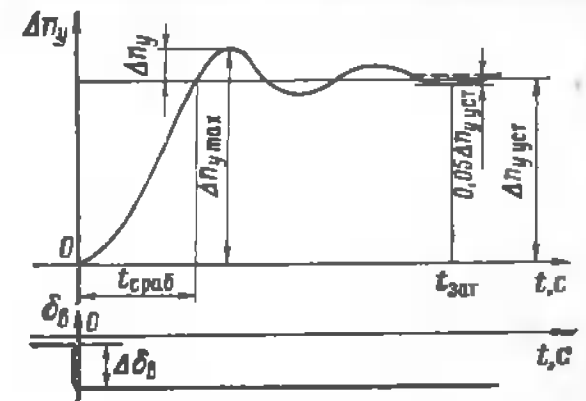


Рис. 11.28. Изменение нормальной перегрузки при ступенчатом отклонении руля высоты

6. Изобразите и сравните эквивалентные схемы аэродинамических сил, действующих на самолет.

7. Объясните природу аэродинамических моментов тангажа: стабилизирующего, демпфирующего.

8. Поясните физическую картину продольного возмущенного движения самолета при ступенчатом отклонении руля высоты, при увеличении режима работы двигателя, при попадании самолета в попутный поток воздуха.

9. Докажите, что самолет, центр масс которого расположен впереди фокуса статически устойчив по углу атаки.

10. Как в полете проверить наличие статической устойчивости самолета по перегрузке?

11. Объясните появление нормальной составляющей тяги силовой установки.

12. Изобразите и объясните характерную зависимость $m_z(c_{y_a})$ для статически устойчивого и неустойчивого самолета.

13. Запишите и объясните характеристики продольной устойчивости самолета, влияющие на них высоты полета, центровки и скорости.

14. Как экспериментально в полете доказать, что самолет статически устойчив по скорости?

15. Рассчитайте степень статической устойчивости самолета по перегрузке, если $\bar{x}_T = 0,3$, $\bar{x}_F = 0,45$. Ответ: $m_z^c = -0,15$.

16. Запишите и объясните условие статической устойчивости самолета по скорости.

17. Как экспериментально получить балансировочные зависимости $\delta_B(V_i)$ и $\delta_B(n_y)$.

18. Изобразите балансировочные зависимости $\delta_B(V_i)$ и объясните при их помощи влияние эксплуатационных факторов на характеристики продольной управляемости.

19. Определить балансировочное отклонение руля высоты при полете на высоте 8000 м ($\rho = 0,525 \text{ кг/м}^3$) $V = 600 \text{ км/ч}$, если известны: $m = 60\,000 \text{ кг}$, $S = 140 \text{ м}^2$; $m_{z_0} = 0,1$; $m_z^c = -0,15$; $m_z^{\delta_B} = -1,381 \text{ 1/рад}$. Ответ: $\delta_B = -7,6^\circ$.

20. Назовите статические и динамические характеристики продольной управляемости.

Глава 12

УСТОЙЧИВОСТЬ, УПРАВЛЯЕМОСТЬ И БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА В БОКОВОМ ДВИЖЕНИИ

12.1. Силы и моменты, действующие на самолет в боковом движении

Статические силы и моменты. При несимметричном обтекании самолета воздушным потоком возникают боковые силы, создающие соответствующие моменты относительно осей связанной системы координат. Симметрия обтекания самолета потоком нарушается при появлении угла скольжения вследствие воздействия порыва ветра, отклонения органов управления рысканием и креном, появления несимметричной тяги двигателей и т. п.

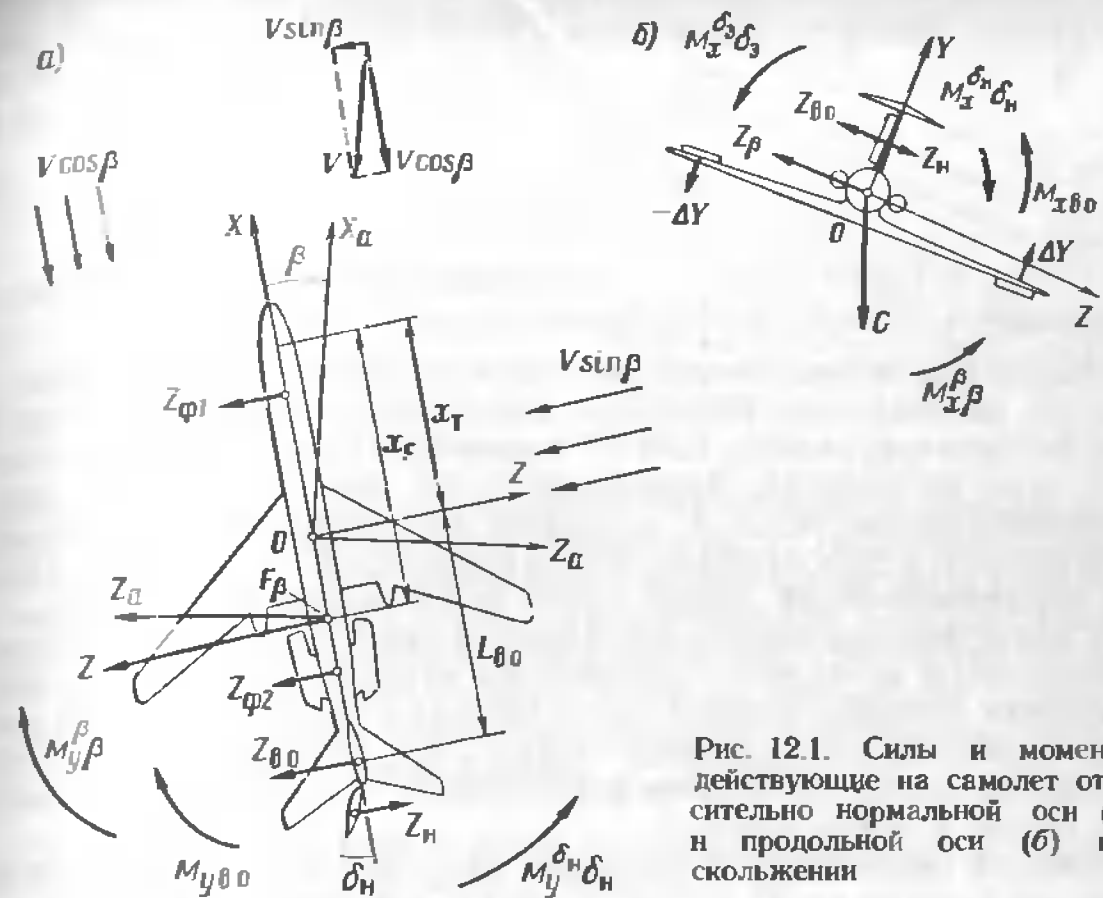


Рис. 12.1. Силы и моменты, действующие на самолет относительно нормальной оси (а) и продольной оси (б) при скольжении

Аэродинамические силы и моменты планера при скольжении рассмотрены в разделе 4.4. Так как при изучении устойчивости и управляемости самолета используют связанную систему координат $OXYZ$, то для удобства дальнейшего изложения материала приведем формулы боковых аэродинамических сил и моментов в связанной системе координат (рис. 12.1):

аэродинамическая поперечная сила

$$Z = c_z \frac{\rho V^2}{2} S = c_z^B \beta q S; \quad (12.1)$$

аэродинамический момент рыскания

$$M_y = m_y \frac{\rho V^2}{2} Sl = m_y^B \beta q Sl; \quad (12.2)$$

аэродинамический момент крена

$$M_x = m_x \frac{\rho V^2}{2} Sl = m_x^B \beta q Sl. \quad (12.3)$$

Сила Z , приложенная в фокусе по углу скольжения F_B , создает статический аэродинамический момент рыскания

$$M_y = Z (x_{F_B} - x_T) = c_z q Sl (x_{F_B} - x_T) = c_z^B \beta q Sl (x_{F_B} - x_T). \quad (12.4)$$

Приравняв правые части выражений (12.2) и (12.4), получим:

$$m_y = c_{z\beta}^{\beta} (\bar{x}_{F\beta} - \bar{x}_T); \quad (12.5)$$

$$m_y^{\beta} = c_z^{\beta} (\bar{x}_{F\beta} - \bar{x}_T), \quad (12.6)$$

где $\bar{x}_{F\beta} = \bar{x}_{F\beta} / l$ и $\bar{x}_T = x_T / l$ — координаты фокуса по углу скольжения и центра масс, выраженные в долях размаха крыла l .

Аэродинамический момент рыскания M_y будет стабилизирующим, если он направлен на устранение появившегося угла скольжения β , или дестабилизирующим, если он направлен на увеличение появившегося угла скольжения. Аэродинамический момент крена M_x будет стабилизирующим, если он направлен на устранение появившегося угла крена γ , а следовательно, и угла скольжения β . В противном случае аэродинамический момент крена будет дестабилизирующим.

Силы и моменты двигателей создаются при полете самолета с углом скольжения β вследствие косоугольной обдувки воздушного винта и воздухозаборника. Природа боковых составляющих тяги P_z аналогична природе нормальных составляющих тяги P_y (см. рис. 5.8 и 11.10), возникающих при косоугольной обдувке воздушного винта и воздухозаборника при полете с углом атаки α .

Сила P_z создает момент рыскания M_{P_y} , который равен произведению этой силы на плечо, а знак момента определяется в соответствии с общим правилом механики (если самолет разворачивается вокруг оси OY в сторону правого полукрыла, то момент M_{P_y} отрицателен, если самолет разворачивается в сторону левого полукрыла — положителен).

Управляющие силы и моменты создаются за счет отклонения руля направления и элеронов. Управляющий момент рыскания создается при отклонении руля направления. Его значение определяется зависимостью

$$M_{ny} = Z_n L_{во} = M_y^{\delta_n} \delta_n = m_y^{\delta_n} \delta_n qSl, \quad (12.7)$$

где $m_y^{\delta_n}$ — коэффициент эффективности руля направления.

Коэффициент m_y зависит от угла отклонения руля направления δ_n и угла скольжения β (рис. 12.2). Производная $m_y^{\delta_n}$ отрицательна и показывает, как изменяется коэффициент момента рыскания при отклонении руля направления на 1° . При отрицательном отклонении руля направления (влево) он создает положительный момент рыскания, разворачивающий самолет в сторону левого полукрыла (рис. 12.1, а).

Управляющий момент крена создается при отклонении элеронов (рис. 12.3, а). Отклонение элеронов на угол δ_ϵ вызывает перераспределение давления на полукрыльях, что приводит к увеличению подъемной силы на полукрыле с отклоненным вниз элероном и уменьшению

подъемной силы на полукрыле с отклоненным вверх элероном. Пара сил ΔY_ϵ создает момент крена

$$M_{ax} = 2\Delta Y_\epsilon z_\epsilon = M_x^{\delta_\epsilon} \delta_\epsilon - m_x^{\delta_\epsilon} \delta_\epsilon qSl, \quad (12.8)$$

где $m_x^{\delta_\epsilon}$ — коэффициент эффективности элеронов; z_ϵ — плечо силы ΔY_ϵ .

Коэффициент m_x зависит от угла отклонения элеронов δ_ϵ и угла скольжения β (рис. 12.3, б). Произ-

водная $m_x^{\delta_\epsilon}$ отрицательна и показывает, как изменяется коэффициент момента крена m_x при отклонении элеронов на 1° . При отрицательном отклонении элеронов (штурвал вправо, правый элерон вверх) создается положительный момент крена, разворачивающий самолет относительно оси OX в сторону правого полукрыла (рис. 12.3, а). При отклонении руля направления и элеронов, кроме рассмотренных основных управляющих моментов, возникают аэродинамические моменты крена (при отклонении руля направления) и рыскания (при отклонении элеронов).

Аэродинамический момент крена при отклонении руля направления создается силой Z_n на плече y_n (рис. 12.3, а):

$$M_{nx} = Z_n y_n = M_x^{\delta_n} \delta_n = m_x^{\delta_n} \delta_n qSl, \quad (12.9)$$

где $m_x^{\delta_n}$ — коэффициент эффективности руля направления по крену.

Аэродинамический момент рыскания при отклонении элеронов создается приращением лобового сопротивления ΔX_ϵ :

$$M_{ay} = 2\Delta X_\epsilon z_\epsilon = m_y^{\delta_\epsilon} \delta_\epsilon qSl, \quad (12.10)$$

где $m_y^{\delta_\epsilon}$ — коэффициент эффективности элеронов по углу рыскания; z_ϵ — плечо силы ΔX_ϵ .

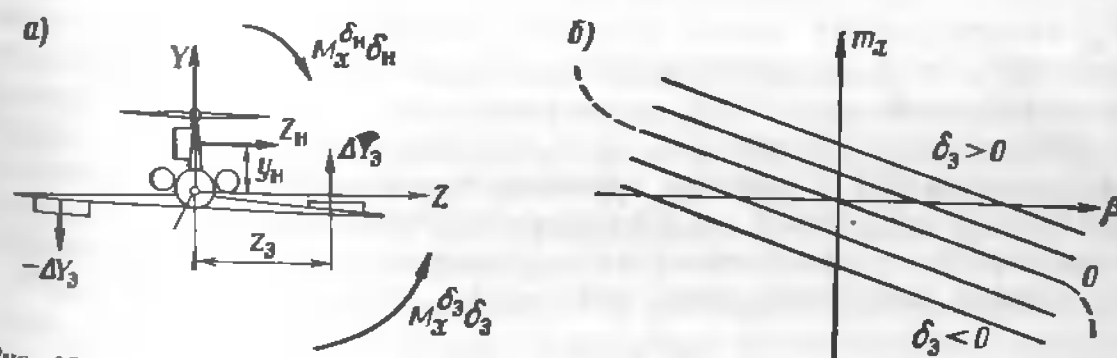


Рис. 12.3. Возникновение моментов крена при отклонении руля направления и элеронов (а) и зависимость коэффициента момента крена m_x от угла скольжения при различных отклонениях элеронов (б) (штриховой линией показаны участки кривых m_x (β) при больших углах скольжения)

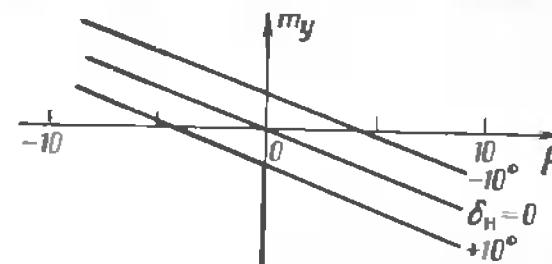


Рис. 12.2. Зависимость коэффициента аэродинамического момента рыскания от угла скольжения при различных отклонениях руля высоты

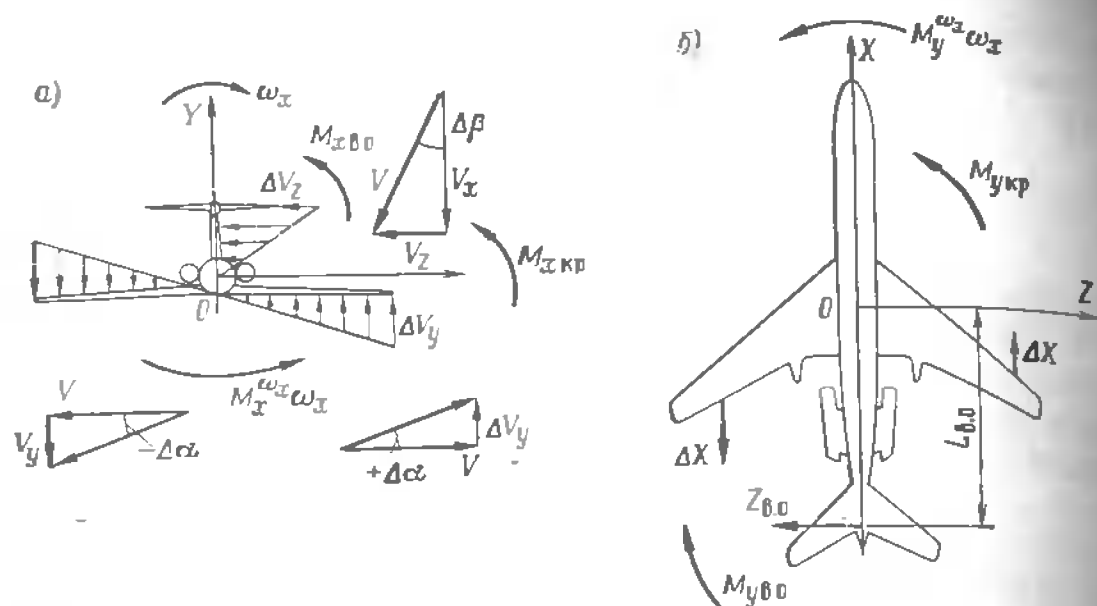


Рис 124. Схема образования демпфирующего момента крена (а) и спирального момента рыскания (б) при вращении самолета вокруг оси OX

Некоторое влияние на боковое движение самолета оказывают моменты рыскания и крена, возникающие за счет угла скоса потока в области вертикального оперения.

Дополнительные моменты, возникающие при вращении самолета. Неуравновешенные статические моменты вызывают вращение самолета относительно осей OX и OY . При этом возникают дополнительные моменты: демпфирующие и спиральные.

Демпфирующий момент крена возникает при наличии угловой скорости вращения относительно оси OX и создается крылом (основная часть момента), вертикальным оперением (значительная часть) и горизонтальным оперением (незначительная часть):

$$M_{x\omega_x} = M_{x_{кр}\omega_x} + M_{x_{во}\omega_x} + M_{x_{го}\omega_x} \quad (12.14)$$

При вращении самолета относительно оси OX с угловой скоростью ω_x каждое сечение крыла приобретает некоторую окружную скорость ΔV_y , которая растет по мере удаления сечения от оси OX . С такой же скоростью, но в противоположном направлении, на крыло набегают дополнительный воздушный поток (рис. 12.4, а), скорость которого в рассматриваемом сечении $\Delta V_y = \omega_x z$, где z — расстояние сечения от оси вращения OX . Сложение векторов скорости V и ΔV_y приводит к увеличению угла атаки $\Delta\alpha$ в рассматриваемом сечении опускающегося полукрыла и уменьшению его на такое же значение в симметричном сечении поднимающегося полукрыла. Приращение угла атаки

$$\Delta\alpha \approx \text{tg } \Delta\alpha = \Delta V_y / V \quad (12.15)$$

Увеличение углов атаки на опускающемся полукрыле и уменьшение их на поднимающемся приводит к соответствующему увеличению и уменьшению подъемных сил, что вызывает возникновение *демпиру-*

ющего момента крена крыла, направленного против угловой скорости вращения:

$$M_{x_{кр}\omega_x} = -2\Delta Y z, \quad (12.13)$$

где ΔY — приращение подъемной силы на полукрыле; z — расстояние от оси OX до точек приложения приращений подъемной силы на полукрыльях.

Аналогично возникает *демпирующий момент крена горизонтального оперения.*

При вращении самолета вокруг оси OX на вертикальное оперение набегают дополнительный воздушный поток со скоростью $\Delta V_z = \omega_x y$. В результате сложения скоростей V и ΔV_z образуется приращение угла скольжения $\Delta\beta$ на вертикальном оперении, что приведет к появлению поперечной силы $Z_{во}$, которая создаст *демпирующий момент крена вертикального оперения* относительно оси OX (см. рис. 12.4, а):

$$M_{x_{во}\omega_x} = Z_{во} L_{во} \quad (12.14)$$

Суммарный демпфирующий момент крена в соответствии с (12.10)

$$M_{x\omega_x} = M_x^{\omega_x} \omega_x = m_x^{\omega_x} \omega_x q S l = m_{x\omega_x} q S l, \quad (12.15)$$

где $m_{x\omega_x}$ — коэффициент демпфирующего момента крена; $M_x^{\omega_x}$ — производная от демпфирующего момента крена по угловой скорости крена, показывающая демпфирующий момент крена при вращении самолета с угловой скоростью ω_x , равной радиану в секунду; $m_x^{\omega_x}$ — производная от коэффициента демпфирующего момента крена по угловой скорости.

Так как направление демпфирующего момента противоположно направлению угловой скорости, то производная отрицательна по знаку, т. е. $m_x^{\omega_x} < 0$. В практике обычно пользуются не производной $m_x^{\omega_x}$, а производной по безразмерной угловой скорости $\bar{\omega}_x = \omega_x \frac{l}{2V}$. В этом случае выражение (12.15) принимает вид

$$M_{x\omega_x} = M_x^{\bar{\omega}_x} \bar{\omega}_x = m_x^{\bar{\omega}_x} \bar{\omega}_x q S l \quad (12.16)$$

Производные $m_x^{\bar{\omega}_x}$ и $m_x^{\omega_x}$ получают экспериментально или расчетным путем и приводят в технических описаниях. На докритических режимах полета эти производные практически не зависят от числа M полета, а в закритических — уменьшаются. На больших углах атаки из-за развития срыва потока на опускающемся полукрыле крыло может потерять демпфирующие свойства.

Спиральный момент рыскания. Он возникает при вращении самолета вокруг продольной оси OX и действует относительно нормальной оси OY . Спиральный момент рыскания создается в основном крылом и вертикальным оперением:

$$M_{y\omega_x} = M_{y_{кр}\omega_x} + M_{y_{во}\omega_x} \quad (12.17)$$

При вращении самолета вокруг оси OX (рис. 12.4, б) на опускающемся и поднимающемся полукрыльях возникают приращения углов атаки. Это приводит не только к изменению нормальных сил ΔY , но и к соответствующему приращению продольных сил ΔX , направление которых зависит от угла атаки в каждом сечении: при малых углах атаки они отрицательны, на средних близки к нулю, а на больших положительны. Продольные силы создают момент рыскания крыла $M_{у\omega_x}$, направление которого зависит от угла атаки.

Возникающая при вращении самолета вокруг оси OX поперечная сила Z_{θ_0} (рис. 12.4, б) создает не только демпфирующий момент крыла, но на плече L_{θ_0} создает момент рыскания:

$$M_{у\omega_0} = Z_{\theta_0} L_{\theta_0} \quad (12.18)$$

Суммарный спиральный момент рыскания зависит от углов атаки на крыле и соотношения моментов рыскания, создаваемых крылом и вертикальным оперением. В соответствии с выражением (12.17)

$$M_{у\omega_x} = m_y^{\omega_x} \omega_x qSl = \bar{m}_y^{\omega_x} \bar{\omega}_x qSl, \quad (12.19)$$

где $m_y^{\omega_x}$ и $\bar{m}_y^{\omega_x}$ — соответственно производные от коэффициента спирального момента по угловой скорости ω_x и безразмерной угловой скорости $\bar{\omega}_x$.

При малых углах атаки и угловых скоростях вращения производная $m_y^{\omega_x}$ отрицательна, при больших углах атаки и начальных скоростях вращения производная $m_y^{\omega_x} > 0$.

Демпфирующий момент рыскания возникает при вращении самолета относительно оси OY с угловой скоростью ω_y и препятствует вращению. Он создается фюзеляжем, вертикальным оперением и крылом:

$$M_{у\omega_y} = M_{у\phi\omega_y} + M_{у\omega_0\omega_y} + M_{у\omega_x\omega_y}. \quad (12.20)$$

Каждая точка фюзеляжа при вращении самолета относительно оси OY приобретает окружную скорость

$$\Delta V_z = \omega_y x, \quad (12.21)$$

где x — расстояние рассматриваемой точки фюзеляжа до оси вращения OY . Наличие окружной скорости вращения приводит к появлению аэродинамических сил, распределенных по поверхности фюзеляжа. Если равнодействующие аэродинамических сил в носовой и хвостовой частях фюзеляжа обозначить соответственно $Z_{\phi 1}$ и $Z_{\phi 2}$, то демпфирующие моменты, создаваемые ими, будут $M_{\phi 1\omega_y}$ и $M_{\phi 2\omega_y}$ (рис. 12.5, а). Демпфирующий момент фюзеляжа

$$M_{\phi\omega_y} = M_{\phi 1\omega_y} + M_{\phi 2\omega_y}. \quad (12.22)$$

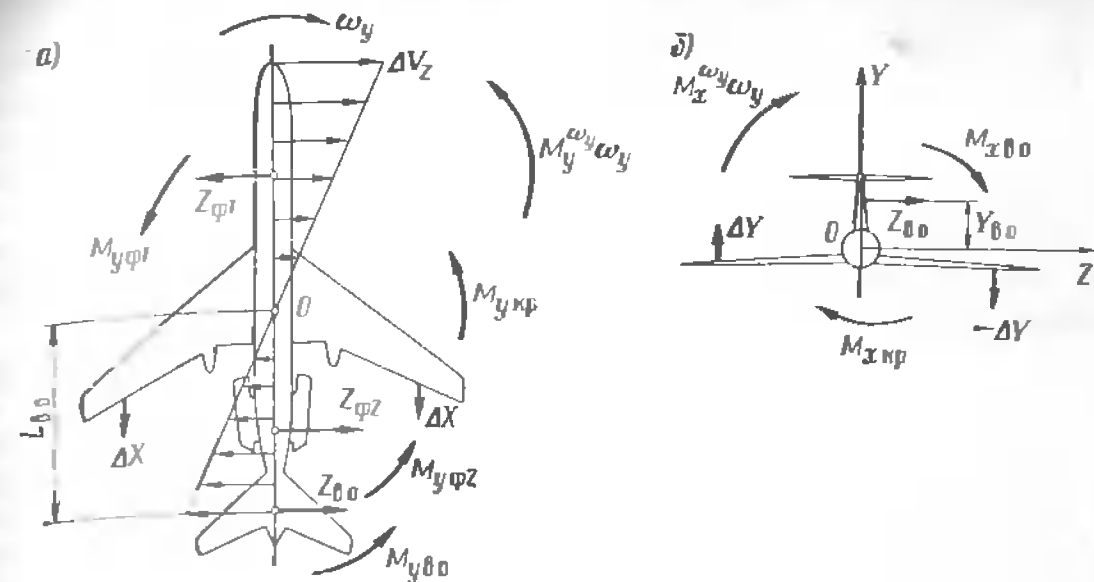


Рис. 12.5. Схема образования демпфирующего момента рыскания (а) и спирального момента крена (б) при вращении самолета вокруг оси OY

Одновременно на вертикальном оперении появится дополнительный угол скольжения

$$\Delta\beta \approx \text{tg } \Delta\beta = \frac{\Delta V_{z\theta_0}}{V} = \frac{L_{\theta_0\omega_y}}{V}. \quad (12.23)$$

что приведет к образованию поперечной силы ΔZ_{θ_0} , и появлению демпфирующего момента рыскания вертикального оперения

$$M_{z\theta_0\omega_y} = Z_{\theta_0} L_{\theta_0}. \quad (12.24)$$

Скорость обтекания полукрыльев при вращении самолета вокруг оси OY различна. Это приводит к увеличению аэродинамической силы лобового сопротивления на полукрыле, которое обтекается с большей скоростью, и соответствующему уменьшению лобового сопротивления на противоположном полукрыле. В результате возникает сравнительно небольшой демпфирующий момент рыскания, создаваемый крылом $M_{у\omega_y}$.

Таким образом, суммарный демпфирующий момент рыскания, создаваемый фюзеляжем, вертикальным оперением и крылом, определяется соотношением

$$M_{у\omega_y} = M_y^{\omega_y} \omega_y = m_y^{\omega_y} \omega_y qSl = \bar{m}_y^{\omega_y} \bar{\omega}_y qSl, \quad (12.25)$$

где $m_y^{\omega_y}$ и $\bar{m}_y^{\omega_y}$ — соответственно производные от коэффициента демпфирующего момента рыскания по угловой скорости и безразмерной угловой скорости вращения.

Производная $m_y^{\omega_y}$ отрицательна по знаку. При докритических скоростях полета она сохраняет постоянное значение, а затем уменьшается. Выход самолета на большие углы атаки и скольжения приводит к ухудшению условий обтекания вертикального оперения и уменьшению производной.

Спиральный момент крена возникает при вращении самолета вокруг оси OY , действует относительно оси OX и создается в основном крылом и вертикальным оперением

$$M_{x\omega_y} = M_{xkr\omega_y} + M_{xво\omega_y}. \quad (12.26)$$

При вращении самолета относительно оси OY с угловой скоростью ω_y скорость воздушного потока, набегающего на полукрыло, идущее вперед, будет больше, а на полукрыло, идущее назад, — меньше скорости полета V . Это приводит к увеличению нормальной силы ΔY у полукрыла, идущего вперед, и уменьшению ее на полукрыле, идущем назад (рис. 12.5, б). Нормальные силы, действующие на полукрыльях, вызывают появление спирального момента крена крыла

$$M_{xkr\omega_y} = 2\Delta Y z, \quad (12.27)$$

где z — расстояние от точек приложения равнодействующих приращений нормальных сил ΔY до оси OY .

При вращении самолета относительно оси OY на вертикальном оперении возникнет поперечная сила $Z_{в.о.}$, которая, действуя на плече $y_{в.о.}$, создает спиральный момент крена вертикального оперения

$$M_{xв.о\omega_y} = Z_{в.о.} y_{в.о.} \quad (12.28)$$

Суммарный спиральный момент крена, создаваемый крылом и вертикальным оперением,

$$M_{x\omega_y} = M_x^{\omega_y} \omega_y = m_x^{\omega_y} \omega_y qSl = \bar{m}_x^{\omega_y} \omega_y qSl. \quad (12.29)$$

Производная $\bar{m}_x^{\omega_y}$ отрицательна по знаку. При $M < M_*$ производная сохраняет практически постоянное значение и растет с увеличением угла атаки. Влияние запаздывания схода потока у вертикального оперения на боковые моменты незначительно, поэтому им обычно пренебрегают.

12.2. Условия боковой статической устойчивости самолета

Путевая статическая устойчивость. Стремление самолета самостоятельно, без вмешательства пилота устранить приращение угла скольжения, появившееся в результате некоторого возмущающего воздействия, и сохранить заданный угол скольжения называется путевой или флюгерной устойчивостью.

При случайном появлении или изменении угла скольжения на величину $\Delta\beta$ в фокусе по углу скольжения F_β возникнет приращение поперечной силы ΔZ (рис. 12.6), которое на плече $x_{F_\beta} - x_T$ создаст момент $\Delta M_y = \Delta Z (x_{F_\beta} - x_T)$.

Если центр масс самолета расположен впереди фокуса, то момент ΔM_y будет стремиться развернуть самолет на устранение появившегося приращения угла скольжения, т. е. самолет будет обладать путевой статической устойчивостью. Согласно правилу знаков, при скольжении на правое полукрыло $\Delta\beta > 0$, действует стабилизирующий момент $\Delta M_{y\beta} < 0$, при скольжении на левое полукрыло $\Delta\beta < 0$, а $\Delta M_{y\beta} > 0$. В обоих случаях отношение $\Delta M_{y\beta} / \Delta\beta < 0$, что и является математическим выражением условия путевой статической устойчивости самолета.

Поскольку момент рыскания $\Delta M_y = \Delta m_y qSl$, а произведение qSl всегда положительно, то знак момента ΔM_y определяется знаком коэффициента момента рыскания Δm_y . Тогда условие путевой статической устойчивости можно выразить отношением $\Delta m_y / \Delta\beta < 0$. Переходя от отношения конечных приращений к частной производной, получим $\frac{\partial m_y}{\partial \beta} < 0$ или $m_y^\beta < 0$. Последняя форма записи условия путевой статической устойчивости самолета наиболее широко распространена.

Если центр масс самолета находится позади фокуса по углу скольжения, то самолет не будет обладать путевой статической устойчивостью. Появившийся при скольжении момент рыскания ΔM_y будет дестабилизирующим, направленным на увеличение возникшего угла скольжения $\Delta\beta$. Отношение $\Delta M_y / \Delta\beta$ будет положительным, и $m_y^\beta > 0$. Если центр масс самолета совпадает с боковым фокусом, то $m_y^\beta = 0$, т. е. самолет нейтрален.

При центровках, находящихся в пределах допустимых значений, самолеты обладают путевой статической устойчивостью, центр масс находится впереди бокового фокуса и $m_y^\beta < 0$. Производная m_y^β называется мерой (степенью, запасом) путевой статической устойчивости. Величина m_y^β незначительно меняется при изменении числа M полета (рис. 12.7) и угла атаки, и ее значение находится в пределах — (0,001 ÷ 0,004) %.

Степень путевой статической устойчивости можно определить по зависимостям $m_y^\beta(M)$ или по зависимостям $m_y^\beta(\beta)$, получаемым экспери-

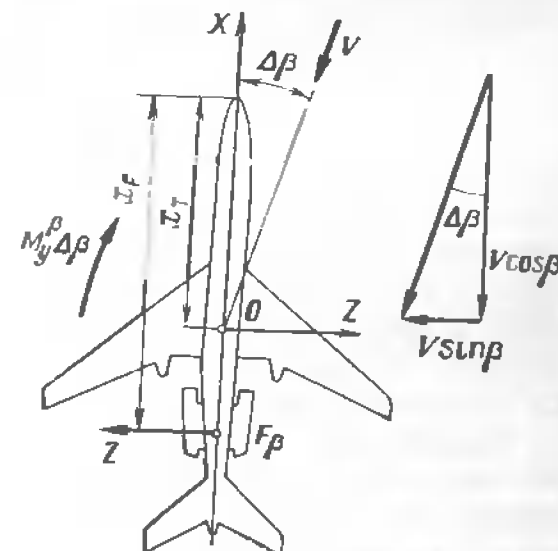


Рис. 12.6. Схема образования стабилизирующего момента рыскания

ментально (рис. 12.8). При определении значения m_y^β по кривой $m_y(\beta)$ при любом значении угла скольжения необходимо найти тангенс угла наклона касательной к кривой в рассматриваемой точке.

Самолет, обладающий путевой устойчивостью, не стремится выдержать заданное направление полета, а лишь противодействует изменению угла скольжения и подобно флюгеру поворачивается по углу рыскания самопроизвольно устраняя появившийся угол скольжения. При $\Delta\beta \neq 0$ боковая аэродинамическая сила Z_a искривляет траекторию, поворачивая вектор скорости центра масс относительно первоначального положения. Для выдерживания заданного курса требуется вмешательство пилота (автопилота).

Поперечная статическая устойчивость. Способность самолета самостоятельно, без вмешательства пилота сохранять заданный угол крена называется поперечной статической устойчивостью. Предположим, что действующие на самолет в полете силы и моменты взаимно уравновешены (самолет находится в состоянии равновесия). В результате случайного возмущения появилось приращение угла крена $\Delta\gamma$ (рис. 12.9). При этом равновесие моментов не нарушится, но появится неуравновешенная составляющая силы тяжести $G \sin \gamma$, под действием которой траектория полета будет искривляться в плоскости XOZ , перпендикулярной плоскости симметрии самолета. Симметричность обтекания нарушится, самолет будет скользить на опущенное полукрыло с углом $\Delta\beta$. При этом возникнет статический аэродинамический момент крена ΔM_x , значение и знак которого зависят от угла стреловидности крыла, угла поперечного V крыла, аэродинамической интерференции между крылом и фюзеляжем, площади крыла.

Если при скольжении на правое полукрыло ($\Delta\beta > 0$) возникнет момент крена, стремящийся повернуть самолет в сторону левого полукрыла ($\Delta M_x < 0$) и устранить образовавшееся приращение угла крена $\Delta\gamma$, то самолет обладает статической устойчивостью по крену или поперечной статической устойчивостью.

При скольжении на левое полукрыло ($\Delta\beta < 0$) устойчивого по крену самолета создается момент $\Delta M_x > 0$, направленный в сторону правого отстающего полукрыла. В обоих случаях отношение $\Delta M_x / \Delta\beta < 0$, что и является условием статической поперечной устойчивости.

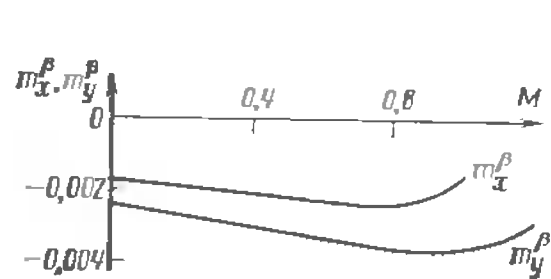


Рис. 12.7. Зависимость степени путевой m_y^β и поперечной m_x^β устойчивости от числа M полета

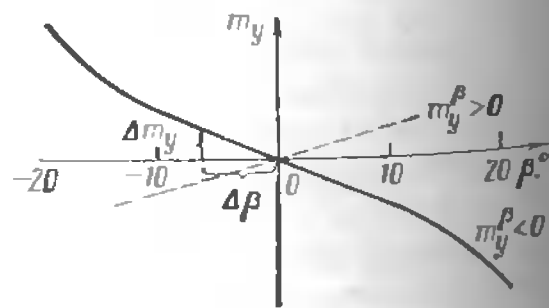


Рис. 12.8. Зависимость коэффициента стабилизирующего момента рыскания от угла скольжения ($\alpha, m = \text{const}$)

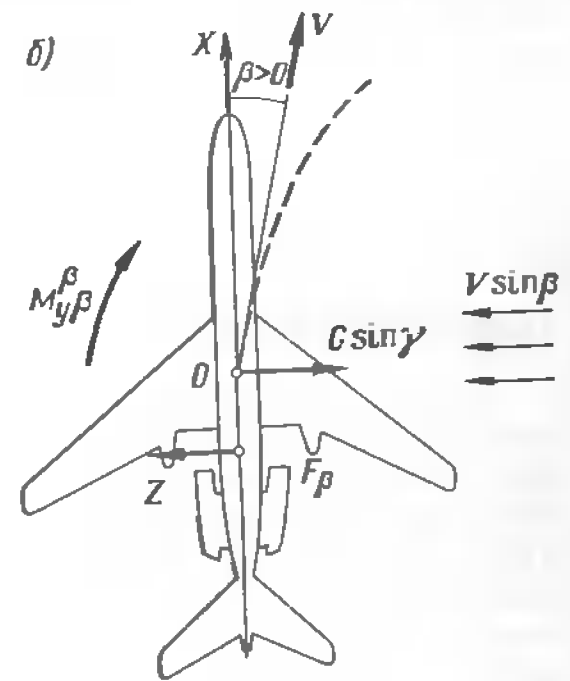
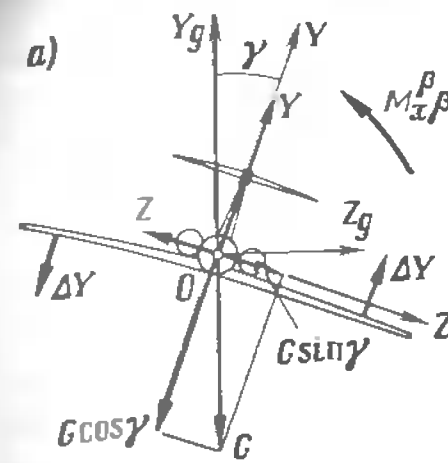


Рис. 12.9. Схема образования стабилизирующего момента крена при скольжении

сти самолета. По аналогии с путевой статической устойчивостью, поскольку $\Delta M_x = \Delta m_x q S l$, условие поперечной статической устойчивости можно записать как $\Delta m_x \Delta\beta < 0$, $\frac{\partial m_x}{\partial \beta} < 0$ или $m_x^\beta < 0$. Если $m_x^\beta > 0$, самолет статически неустойчив по крену, а при $m_x^\beta = 0$ — нейтрален.

Таким образом, самолет, обладающий поперечной статической устойчивостью (по крену), реагирует не на угол крена, а на угол скольжения $\Delta\beta$ независимо от причины, вызвавшей его. При этом момент крена ΔM_x стремится повернуть самолет относительно оси OX в сторону отстающего при скольжении полукрыла. Связь между аэродинамическим моментом крена M_x и углом скольжения устанавливается соотношением (12.3). Производная m_x^β называется *степенью* (мерой, запасом) *статической поперечной устойчивости самолета*. Значение m_x^β зависит от числа M полета (см. рис. 12.7) и угла атаки, а также от конструктивных особенностей самолета (стреловидности крыла, поперечного V крыла, высоты и площади вертикального оперения).

Производная m_x^β в диапазоне летных углов атаки несколько уменьшается при переходе от боль-

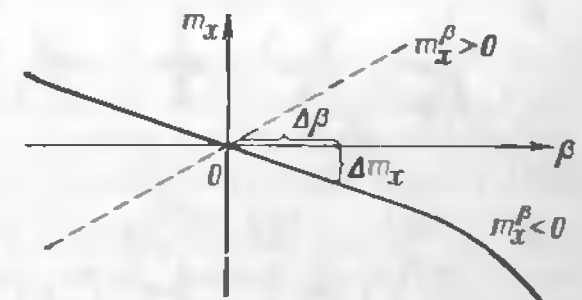


Рис. 12.10. Зависимость коэффициента аэродинамического момента крена от угла скольжения для устойчивого и неустойчивого (штриховая кривая) самолета

ших к малым углам атаки. При увеличении числа M полета до значений, равных или больших M_* , она увеличивается. Значение производной можно определить по кривым $m_x^\beta = f(M)$ и кривым $m_x(\beta)$ (рис. 12.10), которые приводятся в технических описаниях самолетов. Совокупность путевой и поперечной статической устойчивости определяет боковую статическую устойчивость самолета.

12.3. Развитие бокового возмущенного движения

Боковое возмущенное движение подобно продольному возмущенному движению самолета можно разделить на два вида: быстрое (малое, быстро протекающее) и медленное (большое, медленно протекающее). Предположим, что самолет, обладающий статической боковой устойчивостью ($m_y^\beta < 0$ и $m_x^\beta < 0$), находится в прямолинейном установившемся полете. На самолет кратковременно подействовало внешнее возмущение, образовался угол скольжения (рис. 12.11). Если пилот не вмешивается в управление, то дальнейшее движение самолета определяется скоростью полета, характеристиками устойчивости, инерционностью и свойствами воздушной среды.

Быстрое боковое возмущенное движение. Угол скольжения β , появившийся в результате кратковременного возмущающего воздействия, вызывает стабилизирующий момент рыскания $M_y^\beta \beta$, направленный

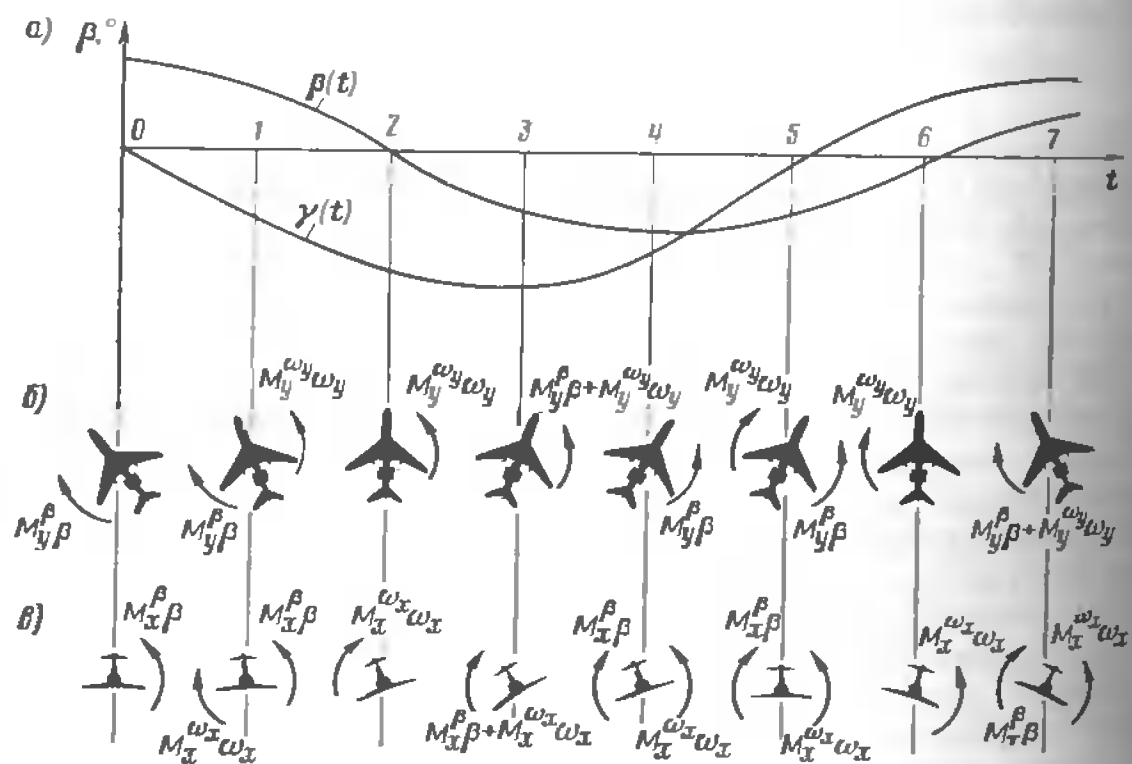


Рис. 12.11. Изменение углов скольжения и крена (а), моментов рыскания (б) и крена (в) в короткопериодическом боковом движении

ный на уменьшение угла скольжения β , и стабилизирующий момент крена $M_x^\beta \beta$, направленный на создание крена в сторону отстающего при скольжении полукрыла. Под действием этих моментов самолет будет поворачиваться вокруг осей OY и OX . Появление угловых скоростей вращения ω_y и ω_x , угловых ускорений $\dot{\omega}_y$ и $\dot{\omega}_x$ вызовет образование демпфирующих моментов рыскания $M_y^{\omega_y} \omega_y$ и крена $M_x^{\omega_x} \omega_x$. Знаки моментов будут определяться знаками угла скольжения, угловых скоростей и угловых ускорений. Знак углового ускорения совпадает со знаком угловой скорости при ускоренном вращении и противоположен знаку угловой скорости при замедленном вращении.

Характерные изменения стабилизирующих и демпфирующих моментов можно проследить по рис. 12.11, б, в. Под действием стабилизирующего момента рыскания $M_y^\beta \beta$ самолет начнет поворачиваться с увеличивающейся угловой скоростью ω_y вокруг оси OY , уменьшая угол скольжения. Этому движению препятствует демпфирующий момент рыскания $M_y^{\omega_y} \omega_y$ (точка 1). Наличие положительного угла скольжения приведет к возникновению отрицательного стабилизирующего момента крена $M_x^\beta \beta$, под действием которого самолет будет вращаться вокруг оси OX , увеличивая угол крена. Этому вращению препятствует демпфирующий момент крена $M_x^{\omega_x} \omega_x$.

В момент времени, соответствующий точке 2, угол скольжения $\beta=0$ но угловая скорость ω_y приобретет максимальное значение. По инерции самолет проходит это положение. Угол скольжения β , угловое ускорение $\dot{\omega}_y$, стабилизирующий момент $M_y^\beta \beta$ изменят знак на противоположный. Самолет будет продолжать движение вокруг оси OY , увеличивая отрицательный угол скольжения и замедляя угловую скорость вращения. В момент времени (точка 4) угол скольжения β , стабилизирующий момент $M_y^\beta \beta$ и угловое ускорение $\dot{\omega}_y$ достигают максимального значения, а угловая скорость $\omega_y = 0$. Под действием стабилизирующего момента $M_y^\beta \beta$ самолет начнет вращаться вокруг оси OY в обратном направлении, уменьшая отрицательный угол скольжения. Этому вращению будет препятствовать демпфирующий момент (точка 5).

В момент времени, соответствующий точке 6, угол скольжения $\beta=0$ самолет по инерции проходит это положение и будет продолжать вращение вокруг оси OY в прежнем направлении, увеличивая угол скольжения. Этому вращению препятствует стабилизирующий момент $M_y^\beta \beta$.

Сменив направление действия, и демпфирующий момент $M_y^{\omega_y} \omega_y$, под действием которых угловая скорость ω_y уменьшается. После нескольких колебаний угол скольжения приблизится к исходному значению (в нашем случае к значению $\beta = 0$). Частота колебаний по углу β зависит в основном от степени путевой статической устойчивости m_y^β самолета, инерционного момента и инерционных свойств, а время затухания колебаний — от демпфирующих свойств среды.

Аналогично рассмотренному колебательному путевому движению самолета развивается колебательное движение по углу крена. В момент времени, соответствующий точке 0, угол крена $\gamma = 0$, но наличие угла скольжения β приводит к возникновению стабилизирующего аэродинамического момента крена $M_x^{\beta\beta}$, под действием которого самолет будет крениться на отстающее при скольжении полукрыло (момент времени t_1). Этому движению препятствует демпфирующий $M_x^{\omega_x}$ момент крена. Когда под действием указанных моментов угол скольжения станет равным нулю (точка 2), стабилизирующий аэродинамический момент крена $M_x^{\beta\beta} = 0$. В последующий момент времени стабилизирующий момент крена $M_x^{\beta\beta}$ изменяет знак на противоположный и будет вместе с демпфирующим моментом $M_x^{\omega_x}$ препятствовать дальнейшему увеличению угла крена. Но самолет по инерции продолжает увеличение угла крена, замедляя скорость вращения ω_x . В момент времени, соответствующий точке 3, угловая скорость $\omega_x = 0$ и демпфирующий момент крена $M_x^{\omega_x} \omega_x = 0$, угол крена достигает максимального отрицательного значения. Под действием стабилизирующего момента $M_x^{\beta\beta}$ угол крена начинает уменьшаться.

В момент времени, соответствующий точке 5, угол крена $\gamma = 0$, но по инерции самолет проходит это положение, угол крена изменит знак на противоположный. Самолет будет продолжать движение вокруг оси OX , увеличивая положительный угол крена и угловую скорость. Колебательное движение по углу крена так же, как и по углу скольжения, с течением времени затухает. При этом угол крена принимает некоторое остаточное значение ($\gamma \neq 0$).

Рассматриваемое движение по углу скольжения мы считаем независимым от движения по углу крена и потому первичным, а колебательное движение по углу крена — вторичным, зависящим от угла скольжения. В итоге колебания по углу крена отстают от колебаний по углу скольжения по фазе до 90° . На характер колебательного короткопериодического движения по углам скольжения и крена оказывают влияние также боковая составляющая силы тяжести $G \sin \gamma$ и боковая аэродинамическая сила $Z^{\beta\beta}$, которые приводят к соответствующему искривлению траектории. Для нормальных условий эксплуатации транспортного самолета эти движения можно считать чисто вращательными, а траекторию движения центра масс прямолинейной.

Спиральное или медленное боковое движение самолета. Наличие остаточного угла крена после затухания короткопериодического движения приводит к развитию спирального движения самолета, представляющего при постоянном угле крена нисходящую установившуюся спираль. Спиральное движение — не обязательно продолжение колебательного. Оно может возникнуть отдельно от колебательного, если возмущением служит отклонение не по углу скольжения, а по углу крена.

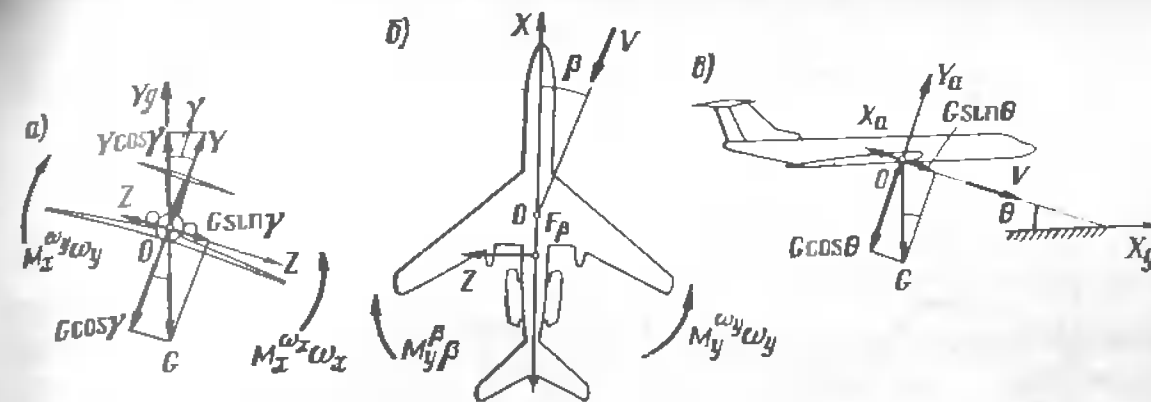


Рис. 12.12. Силы и моменты, действующие на самолет при наличии остаточного угла крена

Если в исходном прямолинейном невозмущенном полете выполнялось условие $Y_a = G$, то при наличии начального угла крена γ сила тяжести G противодействует не подъемная сила Y_a , а ее составляющая $Y_a \cos \gamma$ (рис. 12.12, а). Так как $Y_a \cos \gamma < G$, то самолет начнет терять высоту. Снижение самолета приводит к появлению отрицательного угла наклона траектории θ , в результате чего нарушится равновесие сил вдоль оси OX . Появится составляющая силы тяжести $G \sin \theta$, которая будет стремиться увеличить скорость полета (рис. 12.12, в). Наличие угла крена приводит также к появлению неуравновешенной составляющей силы тяжести $G \sin \gamma$, под действием которой самолет перемещается (скользит) в плоскости XOZ , искривляя траекторию в сторону опущенного полукрыла с нарастающей скоростью.

Траектория движения представляет собой нисходящую спираль переменного радиуса. Скольжение самолета под действием силы $G \sin \theta$ на опущенное полукрыло с переменным углом скольжения β приведет к возникновению стабилизирующего аэродинамического момента рыскания $M_y^{\beta\beta}$, под действием которого самолет будет разворачиваться относительно оси OY с изменяющейся угловой скоростью ω_y , стремясь ликвидировать появившийся угол скольжения (рис. 12.12, б). При этом он будет отклоняться от заданного курса на изменяющийся в процессе полета угол рыскания. Наличие угла скольжения приводит к возникновению стабилизирующего аэродинамического момента крена $M_x^{\beta\beta}$, направленного на уменьшение угла крена. Вращение самолета по рысканию и крену создаст демпфирующие моменты рыскания $M_y^{\omega_y}$, крена $M_x^{\omega_x}$ и спиральный момент крена $M_x^{\omega_y}$.

Таким образом, на самолет одновременно действуют моменты, из которых $M_y^{\beta\beta}$ и $M_x^{\omega_y}$ способствуют увеличению начального (остаточного) угла крена, а $M_x^{\beta\beta}$ и $M_y^{\omega_y}$ — его уменьшению. Исследования показывают, что если отношение моментов удовлетворяет условию $M_x^{\beta\beta} M_y^{\omega_y} > M_x^{\omega_x} M_y^{\beta\beta}$, то самолет обладает спиральной устойчивостью.

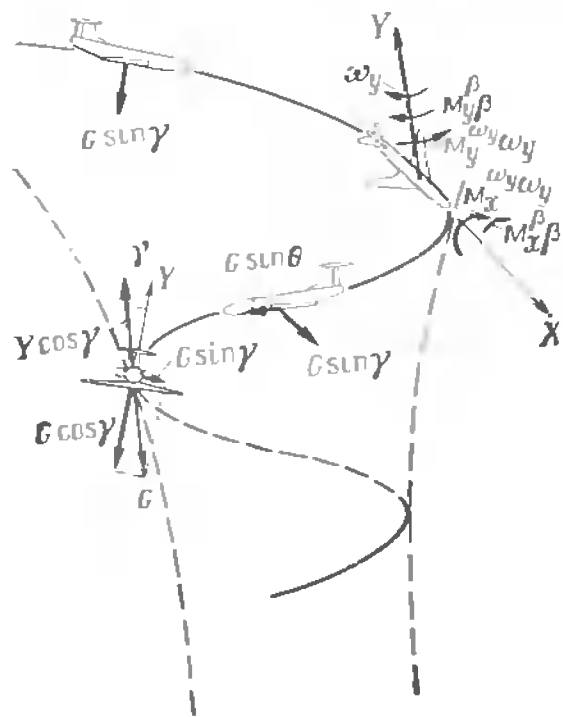


Рис. 12.13. Траектория самолета в медленном боковом движении

Обычно условие спиральной устойчивости записывается так:

$$m_x^\beta m_y^{\omega_y} > m_x^{\omega_y} m_y^\beta, \quad \text{или} \quad m_x^\beta m_y^{\bar{\omega}_y} > m_x^{\bar{\omega}_y} m_y^\beta. \quad (12.30)$$

Самолет, обладающий спиральной устойчивостью, ликвидирует остаточный крен. При этом после устранения крена самолет отклонится от первоначального направления полета на некоторый угол рыскания $\Delta\Psi$. Это объясняется тем, что в процессе устранения крена он продолжает разворачиваться вокруг оси OY в сторону опущенного полукрыла. Для сохранения заданного направления полета необходимо вмешательство в управление пилота или автопилота (рис. 12.13).

Если условие спиральной устойчивости (12.30) не выполняется, что присуще самолетам с излишне большой флюгерной устойчивостью, то в процессе скольжения угол крена самопроизвольно увеличивается. Самолет движется по спиральной траектории уменьшающегося радиуса и со все возрастающей скоростью. Поскольку производные, входящие в выражение (12.30), зависят от числа M полета, то, очевидно, характеристики спиральной устойчивости зависят от режима полета.

Если траектория движения самолета характеризуется постепенным уменьшением амплитуды боковых отклонений, то такой самолет обладает спиральной устойчивостью (см. рис. 12.13). В противном случае самолет спирально неустойчив.

Реакция самолета на отклонение руля направления. Будем считать, что самолет находится в прямолинейном установившемся горизонтальном полете без скольжения. Предположим также, что самолет имеет нулевую степень поперечной статической устойчивости ($m_x^\beta = 0$) или оборудован автоматической системой, которая устраивает движение самолета по крену при отклонении руля направления. Тогда при отклонении руля направления на некоторый угол δ_n самолет, обладающий путевой статической устойчивостью, под действием стабилизирующего и демпфирующего моментов рыскания будет совершать затухающие путевые колебания и стабилизируется на некотором угле скольжения $\beta_{уст}$ (рис. 12.14), когда выполнится условие равновесия моментов $M_y^{\delta_n} \delta_n$ $M_y^\beta \beta$. Быстрое колебательное движение описывается зависимостью

$$\beta(t) = Be^{-n_\beta t} \sin(\nu_\beta t + \beta). \quad (12.31)$$

Степень затухания путевых колебаний повышается с увеличением скорости полета и уменьшается с ростом полетной массы

$$n_\beta = -\frac{\rho VS}{2m} \left(\frac{c_z^\beta}{2} - \frac{m_y^{\bar{\omega}_y}}{r_y^2} \right), \quad (12.32)$$

где c_z^β — производная от коэффициента поперечной аэродинамической силы по углу скольжения, учитывающая демпфирующую роль поперечной силы; $m_y^{\bar{\omega}_y}$ — производная, учитывающая влияние путевого демпфирующего момента; $r_y^2 = Y I_y^2 / ml^2$ — безразмерный радиус инерции в квадрате, учитывающий роль инерционного момента рыскания самолета.

Частота быстрых незадемпфированных путевых колебаний

$$\Omega_\beta = V \sqrt{\frac{\rho S l m_y^\beta}{2 I_y}}. \quad (12.33)$$

Частота собственных быстрых путевых колебаний самолета с учетом демпфирования воздушной среды

$$\nu_\beta = \sqrt{\Omega_\beta^2 - n_\beta}. \quad (12.34)$$

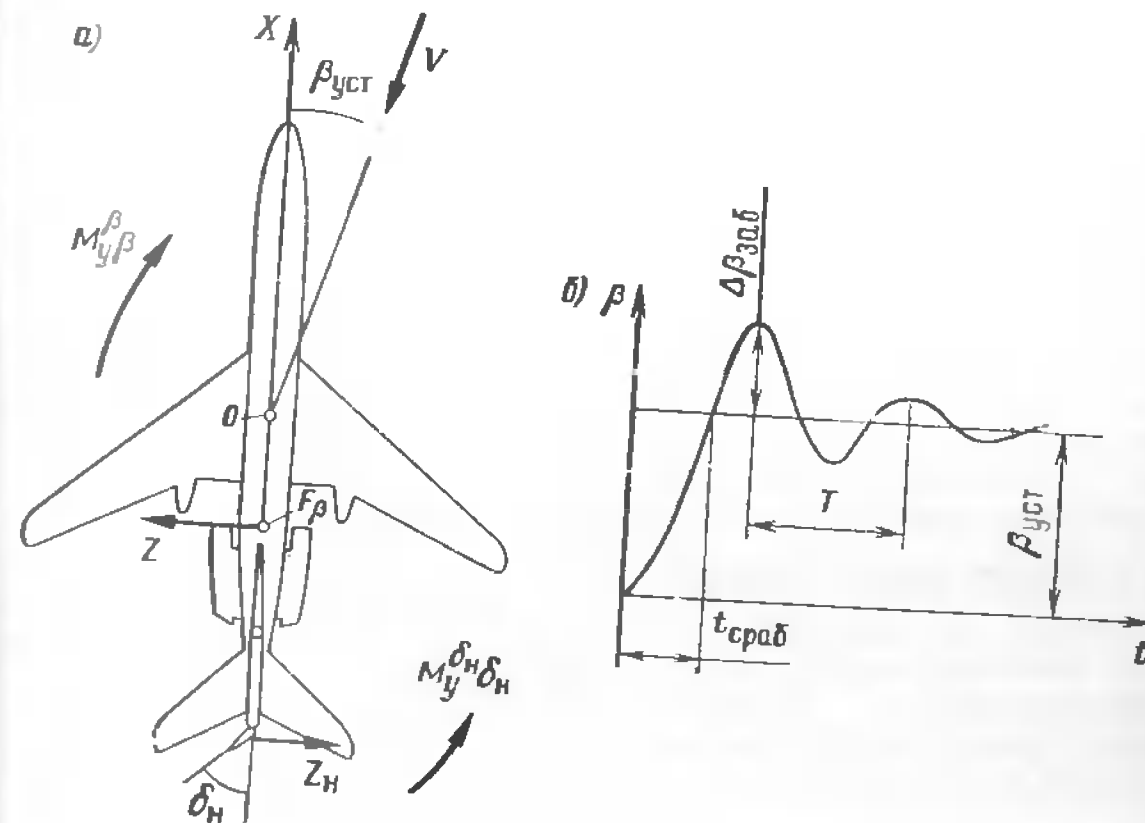


Рис. 12.14. Моменты, действующие на самолет при отклонении руля направления (а) и изменении угла скольжения (б)

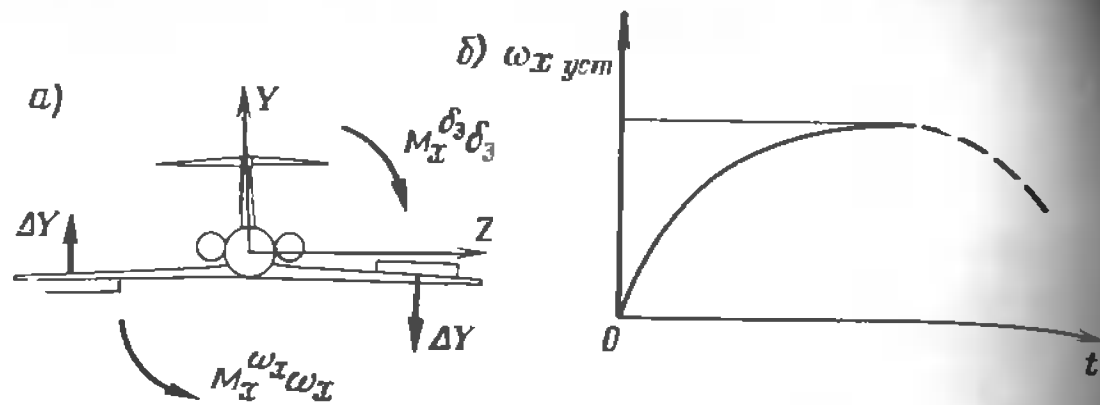


Рис. 12.15. Моменты, действующие на самолет при отклонении элеронов (а) изменении угловой скорости крена (б)

Из формулы (12.34) следует, что уменьшение плотности воздуха ρ при увеличении высоты полета приводит к уменьшению степени затухания n_p . Увеличение скорости полета способствует затуханию колебаний.

Таким образом, при отклонении руля направления самолет, обладающий путевой устойчивостью, совершает быстрые затухающие колебания относительно нормальной оси OY и занимает установившийся угол скольжения.

Реакция самолета на отклонение элеронов. Предположим, что самолет имеет степень путевой статической устойчивости близкую к нулю ($m_y^B = 0$) или на самолете установлена автоматическая система, устраняющая угол скольжения при отклонении элеронов. Тогда при отклонении элеронов на некоторый угол δ_3 на самолет будет действовать управляющий момент крена $M_x^{\delta_3} \delta_3$, который вызовет вращение самолета относительно оси OX . Одновременно на самолет будет действовать демпфирующий момент крена. Угловая скорость вращения самолета будет увеличиваться по экспоненциальному закону до тех пор, пока не наступит равенство моментов $M_x^{\delta_3} \delta_3 = M_x^{\omega_x} \omega_x$. При этом угловая скорость вращения относительно продольной оси примет некоторое установившееся значение $\omega_x^{уст}$ (рис. 12.15). Угловую скорость можно определить из условия равенства коэффициентов управляющего и демпфирующего моментов: $m_x^{\delta_3} \delta_3 = -m_x^{\omega_x} \omega_x$. Отсюда

$$\omega_x^{уст} = -\frac{m_x^{\delta_3} \delta_3}{m_x^{\omega_x}}$$

или

$$\omega_x^{уст} = -\frac{m_x^{\delta_3} \delta_3}{m_x^{\omega_x}} \frac{2V}{l} \quad (12.35)$$

Таким образом, при отклонении элеронов на постоянный угол δ_3 самолет будет вращаться относительно продольной оси с установившейся угловой скоростью $\omega_x^{уст}$, которая достигается через несколько секунд после отклонения элеронов.

Поскольку самолет практически всегда обладает одновременно и путевой, и поперечной статической устойчивостью, то в чистом виде путевого колебательного движения и установившейся скорости вращения относительно продольной оси OX не получается, так как наличие путевой статической устойчивости приведет к уменьшению угловой скорости ω_x , а наличие поперечной устойчивости — к уменьшению угла скольжения за счет крена.

Реакция самолета по крену на отклонение руля направления. Отклонение руля направления приводит не только к повороту самолета относительно осей OY (к движению рыскайя), но и OX (к движению крена). При этом возможны три случая.

Прямая реакция самолета по крену на отклонение руля направления, которая свойственна самолету, обладающему на заданном режиме полета достаточной степенью поперечной статической устойчивости. При этом стабилизирующий момент крена $M_x^B \Delta\beta$ будет направлен в сторону отстающего при скольжении полукрыла (см. рис. 12.11, б), а управляющий момент крена $M_x^{\delta_n} \Delta\delta_n$ — в противоположную сторону. Если $|M_x^B \Delta\beta| > |M_x^{\delta_n} \Delta\delta_n|$, то самолет будет крениться в сторону отклоненной вперед педали. В этом случае самолет обладает прямой реакцией по крену на отклонение руля направления. Она характерна для большинства режимов летной эксплуатации транспортных самолетов. При отклонении руля направления самолет разворачивается относительно оси OY , появляется угол скольжения $\Delta\beta$ и устойчивый самолет по крену стремится устранить появившееся скольжение креном на отстающее полукрыло. Образовавшийся угол крена приведет к нарушению равенства между подъемной силой и силой тяжести ($Y \cos \gamma \neq G$), что вызовет появление вертикальной скорости снижения и, следовательно, скольжение на противоположное полукрыло (см. рис. 12.11, на левое полукрыло, $\Delta\beta < 0$).

Если резко отклонить руль направления, то управляющий момент $M_x^{\delta_n} \Delta\delta_n$ увеличивается быстрее, чем стабилизирующий момент $M_x^B \Delta\beta$, и самолет вначале может крениться в сторону отклоненной назад педали, а затем по мере увеличения момента $M_x^B \Delta\beta$ направление крена изменится на противоположное. При плавном отклонении педали это явление не наблюдается. Если самолет обладает слишком большим запасом поперечной устойчивости, то незначительное отклонение руля направления вызывает энергичное крене самолета. Такой самолет неудобен в пилотировании и не получает положительной оценки пилота-испытателя.

Нейтральная реакция самолета по крену на отклонение руля направления свойственна самолету, имеющему на некоторых режимах

полета сравнительно небольшую степень поперечной статической устойчивости m_x^β . Если при отклонении руля направления выполняется равенство моментов крена $|M_x^\beta \Delta \beta| = |M_x^{\sigma_n} \Delta \delta_n|$, то самолет имеет нейтральную реакцию по крену на отклонение руля направления.

Обратная реакция самолета по крену на отклонение руля направления свойственна самолету, имеющему на некоторых режимах полета малую степень поперечной статической устойчивости. При отклонении руля направления выполняется условие $|M_x^\beta \Delta \beta| < |M_x^{\sigma_n} \Delta \delta_n|$. Под действием разности указанных моментов самолет кренился в сторону отклоненной назад педали. В этом случае говорят, что самолет имеет обратную реакцию по крену на отклонение руля направления.

Таким образом, нейтральная и обратная реакции самолета по крену на отклонение руля направления возможны при малой степени поперечной статической устойчивости m_x^β и тем более при потере поперечной статической устойчивости, когда $m_x^\beta \leq 0$. Обратная реакция самолета по крену возможна при полете на закритических скоростях, когда степень поперечной устойчивости самолета уменьшается (см. рис. 12.7). Пилот должен учитывать эту особенность самолета и при попадании в режим полета, которому соответствует нейтральная или обратная реакция самолета по крену на отклонение руля направления, проявить необходимую осторожность.

При этом развороты целесообразно выполнять при нейтральном положении руля направления или строго координированными отклонениями элеронов и руля направления. Согласно требованиям норм летной годности, в условиях полета, признанных допустимыми для летной эксплуатации, самолет должен обладать прямой реакцией по крену на отклонение руля направления. При этом не должно быть чрезмерного по оценке пилота превышения по углу крена.

12.4. Характеристики боковой устойчивости

Сложный характер бокового возмущенного движения самолета приводит к необходимости разделения характеристик устойчивости и управляемости в быстром и медленном боковом движении.

Характеристики устойчивости в быстром боковом движении. Быстрое колебательное движение самолета характеризуется тесной взаимосвязью движений рыскания и крена. Основное влияние на характер этого движения оказывают статические характеристики боковой устойчивости самолета: степень путевой m_y^β и степень поперечной статической устойчивости m_x^β . Самолеты в пределах допустимых эксплуатационных режимов обладают статической боковой устойчивостью.

В качестве критериев, характеризующих колебательную форму движения, используют:

время уменьшения амплитуды колебаний вдвое

$$t_{0,5} = -0,693/\xi, \quad (12.36)$$

где $\xi = \frac{n_\beta}{\Omega_\beta}$ — относительная степень затухания колебаний;

время практически полного затухания колебаний

$$t_{зат} \approx \frac{3}{\xi}, \quad (12.37)$$

число колебаний до практически полного затухания

$$i_{зат} = t_{зат}/T_\beta, \quad (12.38)$$

где $T_\beta = 2\pi/\nu$ — период колебаний;

степень затухания колебаний

$$m_{зат\beta} = A_1/A_2. \quad (12.39)$$

Характеристики путевой устойчивости, за исключением времени затухания колебаний $t_{зат}$ (не более 12 с во взлетно-посадочных режимах и не более 20 с в крейсерском режиме), пока не нормируются. Они получают только качественную оценку пилота-испытателя. Быстрое боковое колебательное движение самолета как с зафиксированным, так и с освобожденным управлением должно быть устойчивым.

Важнейшей характеристикой быстрого бокового колебательного движения самолета является коэффициент κ — отношение амплитуд скоростей крена $A\omega_x$ и рыскания $A\omega_y$:

$$\kappa = \frac{A\omega_x}{A\omega_y} = \frac{m_x^\beta I_y}{m_y^\beta I_x}. \quad (12.40)$$

Практика летной эксплуатации показывает, что самолет получает положительную оценку пилота, если коэффициент $1 \leq \kappa \leq 3$. При слишком большой поперечной статической устойчивости m_x^β самолет даже на небольшой угол скольжения реагирует энергичным креном. Развивающиеся при этом углы крена приводят к перемещению самолета вдоль оси OZ под действием знакопеременных составляющих силы тяжести $G \sin \gamma$. Неуравновешенная составляющая силы тяжести $G \sin \gamma$ вызовет дополнительное скольжение и окажет влияние на движение рыскания.

Как видно из рис. 12.11, скольжение с положительным углом β вызывает отрицательный угол крена, и наоборот. Поскольку самолет не только вращается по рысканию и крену, но и перемещается по траектории вдоль поперечной оси OZ , то его движение напоминает шаг конькобежца и получило название «голландского шага». При больших значениях показателя κ движение самолета воспринимается пилотом как «чистое» знакопеременное колебательное движение по крену.

Если колебательное движение по крену, так же, как и путевое колебательное движение, является затухающим, то самолет обладает колебательной устойчивостью в быстром боковом движении. Однако наличие колебательной устойчивости еще не является достаточным условием для положительной оценки самолета пилотом. Кроме этого, колебательное движение должно быстро затухать. При слабом затухании колебаний с небольшим периодом (менее 3 с) изменение направления крена происходит настолько быстро, что пилот затрудняется в выборе момента вмешательства в управление для парирования этих колебаний и может ввести самолет в раскачку.

Если самолет введен в раскачку, то необходимо зафиксировать рычаги управления в положении, близком к балансирующему. Через несколько секунд самолет, проявляя свойство боковой устойчивости, возвратится к исходному режиму полета. Так как движение рыскания по сравнению с движением крена выражено слабо, то определить момент вмешательства в управление углом рыскания более сложно. Вмешательство рулем направления недопустимо из-за большой вероятности усугубить ситуацию при ошибочных действиях пилота. Если самолет выведен в раскачку при выполнении какого-то маневра, то сначала необходимо устранить колебания, вывести самолет в горизонтальный полет, а затем продолжить выполнение маневра.

Движение самолета типа «голландский шаг» опытные пилоты рекомендуют парировать одним, точно рассчитанным по времени вмешательству и по величине отклонением элеронов против крена.

При малых значениях показателя k самолет имеет лучшие динамические показатели устойчивости в беспокойной атмосфере. Он менее интенсивно кренится, период колебательного движения по крену достаточно велик. При небольших значениях k самолет получает более высокую оценку пилота и по управляемости. При отклонении руля направления самолет менее энергично кренится. Однако при слишком малых значениях k самолет может стать спирально неустойчивым. Показатель k зависит от высоты полета и числа M . С увеличением высоты полета и падением плотности воздуха демпфирующие свойства его ухудшаются. Это ведет к более значительному относительному росту амплитуды колебаний по углу крена, что сопровождается ростом показателя k . С увеличением числа M полета статическая путевая и поперечная устойчивость понижаются неравномерно, что приводит к изменению показателя k .

У современных самолетов естественное демпфирование колебаний рыскания и крена не всегда достаточно, особенно на больших высотах полета. Обеспечить приемлемые характеристики боковой устойчивости только аэродинамической компоновкой не удастся. Поэтому современные самолеты снабжаются автоматическими устройствами (демпферами рыскания и крена), позволяющими получить необходимую скорость затухания колебаний.

Характеристики устойчивости в спиральном (медленном боковом) движении. В отличие от колебаний самолета по рысканию и крену

быстром боковом движении, затрудняющих пилотирование, спиральное движение протекает вяло и слабо ощущается пилотом. Поэтому в спиральном движении допускается даже некоторая неустойчивость.

Согласно нормам летной годности самолетов большие степени устойчивости и неустойчивости спирального движения недопустимы. На основных режимах полета время удвоения или уменьшения вдвое угла крена в режиме установившегося разворота при неизменном положении рычагов управления должно быть не менее 20 с. Для обеспечения требуемых характеристик устойчивости и управляемости в боковом движении самолеты оборудуют автоматическими системами (автопилот, автомат устойчивости, демпферы рыскания и крена, загрузочные устройства, гидроусилители).

12.5. Боковая балансировка и управляемость самолета

Балансировка самолета в прямолинейном установившемся полете со скольжением. Состояние самолета, при котором все боковые силы, действующие вдоль оси OZ , и моменты, действующие на самолет относительно осей OY и OX , взаимно уравновешены, называется боковым равновесием или боковой балансировкой. Математически условие боковой балансировки выражается в виде трех равенств: $\sum M_y = 0$; $\sum M_x = 0$ (условие балансировки по моментам) и $\sum F_z = 0$ (условие балансировки по силам). Самолет, находящийся в боковом равновесии, движется в вертикальной плоскости, не вращаясь относительно осей OX и OY .

Нарушение бокового равновесия вызывает скольжение самолета, которое, в свою очередь, приводит к образованию крена. Большинство этапов полета пилот стремится выполнить без скольжения, но в некоторых случаях, например при отказе одного из двигателей, при заходе на посадку с боковым ветром и т. п., возникает необходимость в полете со скольжением. Скольжение можно создать либо отклонением руля направления, либо отклонением элеронов. Для обеспечения прямолинейного полета со скольжением, т. е. для обеспечения координированного скольжения, необходимы координированные (соответствующие друг другу) отклонения руля направления и элеронов.

Предположим, что пилоту необходимо выполнить координированное скольжение на правое полукрыло. Для этого пилот перемещением левой педали от себя на величину ΔX_n отклоняет руль направления влево на угол $\Delta \delta_n$ (рис. 12.16, а). При этом на руле направления возникает аэродинамическая управляющая сила Z_n , которая относительно нормальной оси OY создает управляющий момент рыскания $M_y^{\delta_n} \Delta \delta_n = m_y^{\delta_n} \Delta \delta_n q S l$. Под действием этого момента самолет поворачивается относительно оси OY влево. При этом направление вектора скорости

центра масс в первые несколько секунд практически не изменится, что приведет к скольжению на правое полукрыло с углом скольжения $\Delta\beta > 0$.

Несимметричное обтекание самолета воздушным потоком при скольжении вызывает появление поперечной аэродинамической силы Z_a , приложенной в фокусе по углу скольжения F_β . Сила Z_a создает относительно оси OY стабилизирующий момент рыскания $M_y^B \Delta\beta = m_y^B \Delta\beta qSl$, направленный на устранение появившегося угла скольжения. Угол скольжения $\Delta\beta$ и стабилизирующий момент рыскания $M_y^B \Delta\beta$ будут изменяться до тех пор, пока не наступит равновесие моментов рыскания:

$$M_y^{\delta_n} \Delta\delta_n + M_y^B \Delta\beta = 0; \tag{12.41}$$

$$m_y^{\delta_n} \Delta\delta_n + m_y^B \Delta\beta = 0. \tag{12.42}$$

Дальнейшее изменение угла скольжения прекратится.

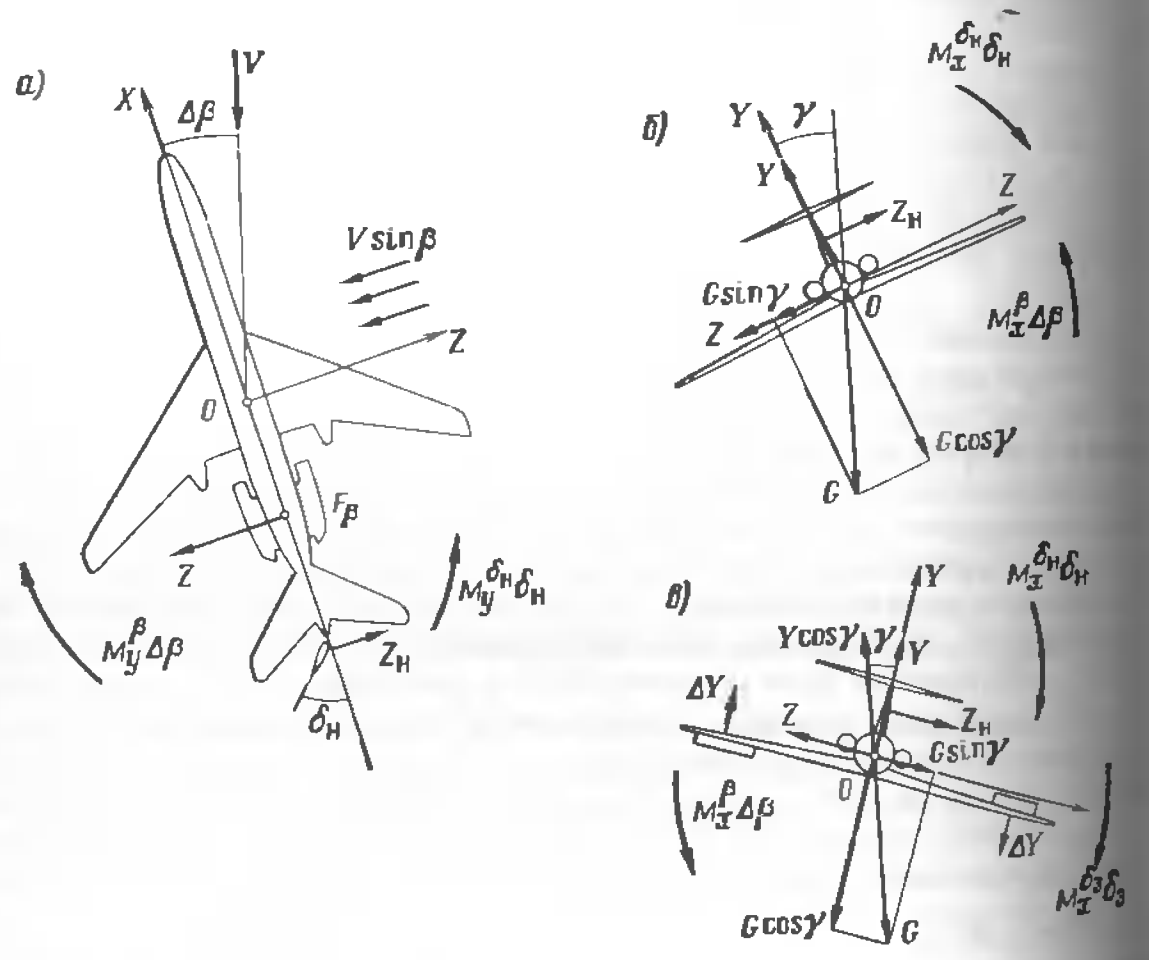


Рис. 12.16. Силы и моменты, действующие на самолет при координированном скольжении

Из последнего выражения легко определить балансирующее отклонение руля направления

$$\Delta\delta_n = -\Delta\beta \left(m_y^B / m_y^{\delta_n} \right). \tag{12.43}$$

Очевидно, угол скольжения $\Delta\beta$ будет тем больше, чем на больший угол $\Delta\delta_n$ отклонен руль направления и чем больше коэффициент его эффективности $m_y^{\delta_n}$. Чем больше степень путевой статической устойчивости самолета m_y^B , тем больше стабилизирующий момент $M_y^B \Delta\beta$, противодействующий изменению угла скольжения, тем больше потребное отклонение руля направления $\Delta\delta_n$ для обеспечения заданного угла скольжения $\Delta\beta$. Устойчивый в путевом отношении самолет способен балансироваться по моментам относительно оси OY при любом отклонении руля направления в пределах летных ограничений.

Отклонение руля направления вызовет действие не только путевых, но и поперечных моментов. Аэродинамическая сила Z_n приложена выше центра масс самолета (рис. 12.16, б), поэтому она создает кренящий момент,

$$M_x^{\delta_n} \Delta\delta_n = m_x^{\delta_n} \Delta\delta_n qSl.$$

Наличие угла скольжения $\Delta\beta$ приводит к перераспределению давления на полукрыльях, что вызывает появление аэродинамического стабилизирующего момента крена $M_x^B \Delta\beta = m_x^B \Delta\beta qSl$, направленного на устранение угла скольжения креном на отстающее полукрыло (в рассматриваемом случае левое).

Таким образом, на самолет будут одновременно действовать два кренящих момента $M_x^{\delta_n} \Delta\delta_n$ и $M_x^B \Delta\beta$. В зависимости от их соотношения самолет может крениться на правое или левое полукрыло. Будем считать, что самолет обладает большой поперечной (статической) устойчивостью, т. е. $|M_x^B \Delta\beta| > |M_x^{\delta_n} \Delta\delta_n|$. Тогда при отклонении левой педали вперед самолет под действием разности моментов $|M_x^B \Delta\beta| - |M_x^{\delta_n} \Delta\delta_n|$ будет крениться влево (рис. 12.16, б) со все увеличивающимся углом крена. Если выполняется условие $|M_x^B \Delta\beta| < |M_x^{\delta_n} \Delta\delta_n|$, то самолет будет крениться на правое полукрыло со все возрастающим углом крена. Равенства указанных моментов достичь практически не удастся. Самолет самостоятельно без вмешательства пилота сбалансироваться под действием указанных моментов относительно оси OX не может.

Крене самолета вызовет появление поперечной составляющей силы тяжести $G \sin \gamma$, направленной в сторону опущенного при крене полукрыла. Так как сумма сил Z и $G \sin \gamma$ намного больше силы Z_n , то силой Z_n можно пренебречь. Под действием сил Z и $G \sin \gamma$ траектория полета будет искривляться влево и тем сильнее, чем больше

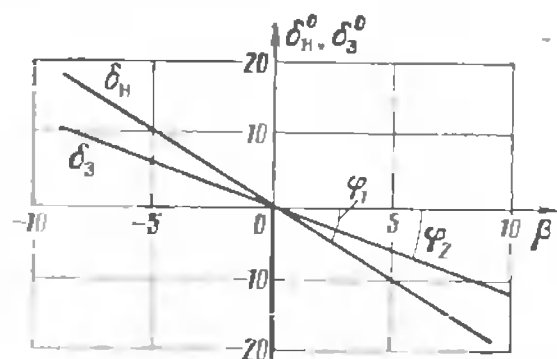


Рис. 12.17. Балансировочные кривые $\delta_n(\beta)$ и $\delta_\beta(\beta)$ при координированном полете со скольжением

отклоненной назад педали и создать такой управляющий момент $M_x^{\delta_\beta} \Delta \delta_\beta = m_x^{\delta_\beta} \Delta \delta_\beta q S l$, чтобы выполнялось условие поперечной балансировки самолета (рис. 12.16, в):

$$M_x^{\beta} \Delta \beta + M_x^{\delta_n} \Delta \delta_n - M_x^{\delta_\beta} \Delta \delta_\beta = 0. \quad (12.44)$$

Так как $M_x^{\beta} = m_x^{\beta} q S l$; $M_x^{\delta_n} = m_x^{\delta_n} q S l$; $M_x^{\delta_\beta} = m_x^{\delta_\beta} q S l$, то с учетом (12.43) выражение (12.44) можно записать как

$$\left(m_x^{\beta} - m_x^{\delta_n} \frac{m_y^{\beta}}{m_x^{\beta} - m_x^{\delta_n}} \right) \Delta \beta + m_x^{\delta_\beta} \Delta \delta_\beta = 0. \quad (12.45)$$

Отсюда

$$\Delta \delta_\beta = - \frac{\Delta \beta}{m_x^{\delta_\beta}} \left(m_x^{\beta} - m_x^{\delta_n} \frac{m_y^{\beta}}{m_x^{\beta} - m_x^{\delta_n}} \right). \quad (12.46)$$

Балансировочные отклонения руля направления $\Delta \delta_n$ и элеронов $\Delta \delta_\beta$ в зависимости от угла скольжения представлены в техническом описании самолета обычно в виде балансировочных кривых (рис. 12.17).

Равновесие боковых моментов является необходимым, но недостаточным условием прямолинейного полета самолета со скольжением. Для обеспечения этого необходимо равновесие сил вдоль поперечной оси OZ . Как видно из (12.41) и (12.44), условия путевой и поперечной балансировки самолета могут быть выполнены для любого угла крена. Но для обеспечения прямолинейного полета крен должен быть строго определенным, таким, чтобы выполнялось условие равновесия поперечных сил:

$$Z + G \sin \gamma + Z_n = 0, \quad (12.47)$$

или с учетом малости силы Z_n ,

$$Z + G \sin \gamma = 0. \quad (12.48)$$

Очевидно, что для выполнения условия (12.48) силы Z и $G \sin \gamma$ должны быть направлены противоположно. Направление силы Z определяется знаком угла скольжения. При положительном угле скольжения $\Delta \beta$ (скольжение на правое полукрыло) сила Z отрицательна. Сила $G \sin \gamma$ определяется направлением крена. При крене на правое полукрыло угол крена положителен, а следовательно, положительна сила $G \sin \gamma$. Для выполнения условия (12.48), т. е. для обеспечения прямолинейного полета со скольжением, крен необходимо создавать в сторону скольжения (см. рис. 12.16, в).

Сила $G \sin \gamma$ зависит только от угла крена, а поперечная аэродинамическая сила

$$Z = c_z^{\beta} \beta \frac{\rho V^2}{2} S \quad (12.49)$$

от угла скольжения, скорости и высоты полета. Поэтому при создании одного и того же угла крена на разных приборных скоростях требуются различные углы скольжения: большие — на малых скоростях и меньшие — на больших.

При прямолинейном полете самолета с креном на него действует боковая перегрузка, которая определяется углом крена:

$$n_z = -Z/G = - \frac{G \sin \gamma}{G} = -\sin \gamma. \quad (12.50)$$

Подставляя в (12.50) вместо Z ее значение и преобразуя его, получим соотношение между углами крена и скольжения:

$$\beta \approx -2G \sin \gamma / (c_z^{\beta} \rho V^2 S). \quad (12.51)$$

Таким образом, для выполнения координированного скольжения на заданной высоте, при заданном курсе и скорости пилот, отклоняя руль направления и элероны, создает такой крен в сторону полукрыла, на которое осуществляется скольжение, при котором направление движения осталось бы неизменным. При этом для предупреждения потери высоты необходимо соразмерно увеличить угол атаки отклонением штурвала на себя или уравновесить силу тяжести путем увеличения скорости, уменьшив степень дросселирования двигателей.

Характеристики боковой управляемости. Под боковой управляемостью понимают реакцию самолета на отклонение органов управления боковым движением. По аналогии с боковой устойчивостью управляемость представляет собою совокупность путевой и поперечной управляемости.

Предположим, что самолет сбалансирован в прямолинейном установившемся полете со скольжением. Для изменения указанного режима полета пилот путем координированного отклонения педалей и штурвала изменяет положение руля направления и элеронов. После

некоторого переходного процесса самолет занимает новый режим координированного скольжения, соответствующий новому положению органов управления.

Количественными характеристиками боковой статической управляемости являются производные δ_n^B и δ_s^B , называемые соответственно *градиентами отклонения* руля направления и элеронов. Они представляют собой отклонения руля направления и элеронов, потребные для изменения угла скольжения β на 1° в координированном прямолинейном полете. Эти характеристики можно получить, определив тангенсы углов наклона кривых $\delta_n(\beta)$ и $\delta_s(\beta)$ (см. рис. 12.17):

$$\operatorname{tg} \varphi_1 = \frac{\Delta \delta_n}{\Delta \beta} \approx \delta_n^B \quad \text{и} \quad \operatorname{tg} \varphi_2 = \frac{\Delta \delta_s}{\Delta \beta} \approx \delta_s^B. \quad (12.53)$$

Градиенты отклонения руля направления можно определить, вычислив производные по углу скольжения из выражений (12.43) и (12.46):

$$\delta_n^B = -m_y^B / m_x^B; \quad (12.54)$$

$$\delta_s^B = -\frac{1}{m_x^B} \left(m_x^B - m_y^B \frac{m_x^{\delta_n}}{m_y^{\delta_n}} \right). \quad (12.54)$$

Анализ полученных зависимостей показывает, что чем больше степень путевой m_y^B и поперечной m_x^B статической устойчивости, тем больше по абсолютному значению будут производные δ_n^B и δ_s^B . Для единичного изменения угла скольжения β в прямолинейном координированном полете потребуются большие отклонения руля направления и элеронов. Чем выше эффективность руля направления $m_x^{\delta_n}$ и элеронов $m_x^{\delta_s}$, тем меньше по абсолютному значению производные δ_n^B и δ_s^B . Поскольку производные $m_y^B, m_x^B, m_y^{\delta_n}, m_x^{\delta_n}, m_x^{\delta_s}$ остаются практически постоянными в широком диапазоне скоростей полета вплоть до значений, близких к числу M_* , то и производные δ_n^B и δ_s^B можно считать постоянными. Это значит, что независимо от высоты и скорости полета для изменения угла координированного скольжения на 1° потребуется одно и то же отклонение руля направления и элеронов.

Производные δ_n^B и δ_s^B применяются при расчетах боковой управляемости самолета, но для пилота они неудобны, так как он непосредственно не воспринимает отклонения органов управления и изменения угла скольжения. Пилот судит о боковой управляемости по изменению усилий на педалях и штурвале, а также по отклонению педалей и повороту штурвала, потребным для изменения углов крена и скольжения. Поэтому в практике летной эксплуатации используют критерии P_n^Y, P_s^Y, X_n^Y и X_s^Y . Они представляют собой производные, которые выража-

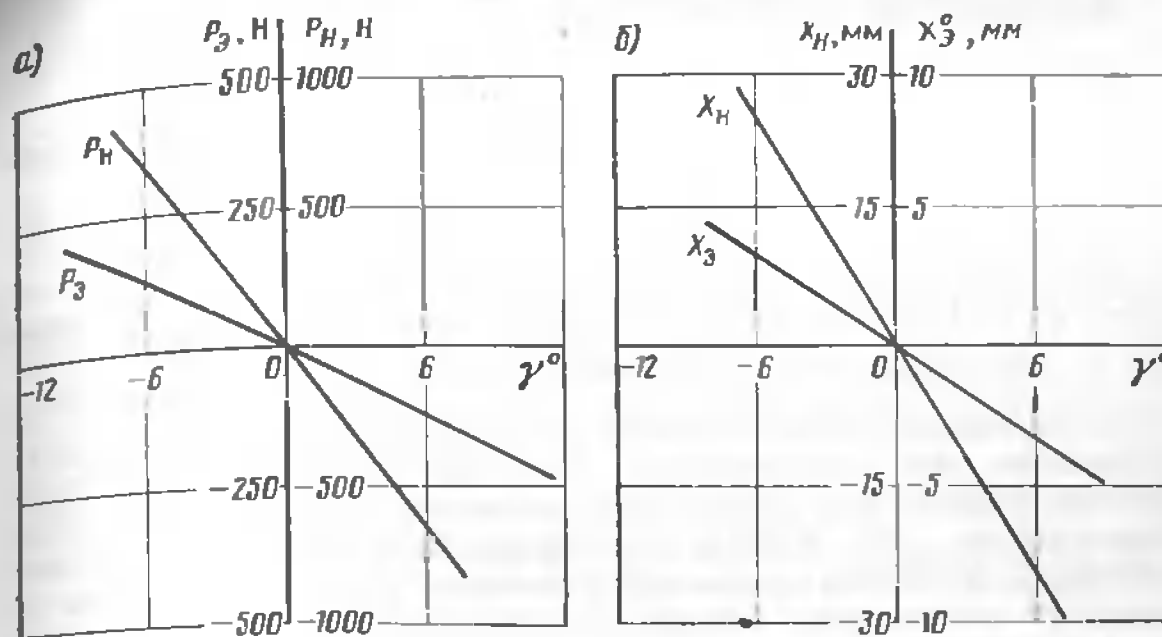


Рис. 12.18. Балансировочные кривые при координированном прямолинейном полете со скольжением:

а — по усилиям на педалях и штурвале; б — по перемещению педалей и элеронов

ют усилия на педалях, штурвале, а также отклонения педалей и штурвала, потребные для изменения угла крена на 1° в полете самолета с координированным скольжением.

В техническом описании самолета приведены балансировочные кривые по усилиям на штурвале и педалях $P_s(\gamma), P_n(\gamma)$, по перемещениям штурвала и педалей $X_s(\gamma), X_n(\gamma)$, по отклонениям рулей направления $\delta_n(\gamma)$ и элеронов $\delta_s(\gamma)$ (рис. 12.18), а также значения производных $P_n^Y, P_s^Y, \delta_n^Y, \delta_s^Y$ при различных углах атаки (рис. 12.19).

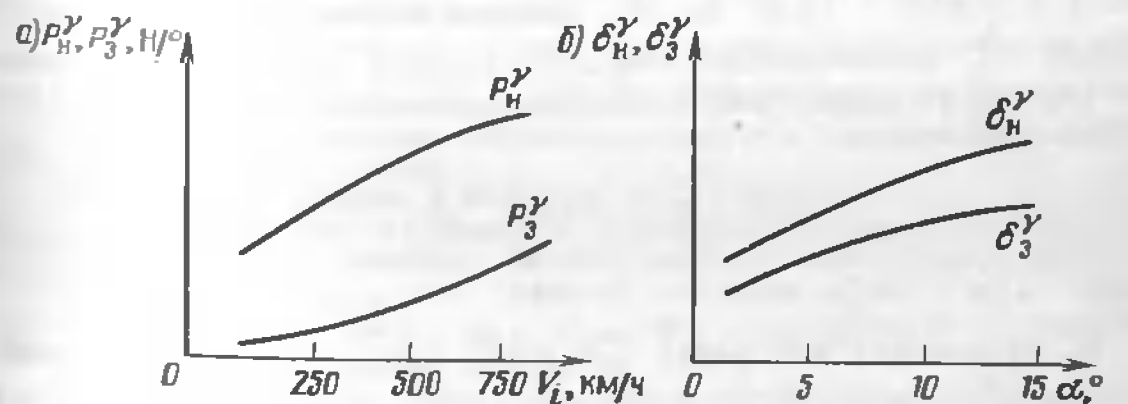


Рис. 12.19. Зависимость градиентов усилий на штурвале и педалях от индикаторной скорости (а) и градиентов отклонений руля направления и элеронов от угла атаки (б) в прямолинейном координированном полете со скольжением

Указанные характеристики боковой управляемости связаны со отношениями:

$$X_n^y = \delta_n^y k_{шн} \quad (12.55)$$

$$P_n^y = X_n^y P_n^x \quad (12.56)$$

где $\delta_n^y \approx \Delta \delta_n \Delta \gamma$ — производная, характеризующая отклонение руля направления для изменения угла крена на 1 в координированном прямолинейном полете со скольжением; $k_{шн} = \Delta \delta_n \Delta X_n$ — коэффициент передачи от педалей к рулю направления; $P_n^x \approx \Delta P_n \Delta X_n$ — градиент усилий на педалях

Согласно нормам летной годности, максимальные усилия на рычагах управления при пилотировании самолета в соответствии с РЛЭ не должны превышать по абсолютному значению 200 Н при управлении самолетом по крену и 700 Н — при управлении по курсу. Основным критерием боковой управляемости является «хождение самолета за рычагами управления», оценку по которому дает пилот-испытатель.

Для обеспечения приемлемых характеристик боковой управляемости применяют различные способы уменьшения (компенсации) шарнирных моментов, среди которых наибольшее распространение получили устройства осевой и сервокомпенсации. Для формирования приемлемых характеристик управляемости эти устройства работают совместно с пружинными загрузителями. Широкое распространение получили бустерные системы, а также бортовые автоматические системы улучшения характеристик управляемости.

Характеристиками путевой управляемости являются: время срабатывания $t_{ср\text{аб}}$ и относительное превышение по углу скольжения (см. рис. 12.14. б):

$$\bar{\beta}_{\text{зат}} = \Delta \beta_{\text{зат}} \cdot \beta_{\text{уст}} \quad (12.57)$$

Характеристики поперечной управляемости получаются из анализа реакции самолета на отклонение элеронов. Разделим левую и правую части выражения (12.46) на $\Delta \delta_a$. Заменив отношение $\omega_{x_{уст}}/\delta_a$ производной $\omega_{x^{\delta_a}}$, показывающей изменение угловой скорости установившегося вращения самолета при отклонении элеронов на 1° , получим расчетную формулу

$$\omega_{x^{\delta_a}} = - \frac{m_x^{\delta_a}}{m_x} \frac{2V}{l} \quad (12.58)$$

В технических описаниях самолетов приведены значения производной $\omega_{x^{\delta_a}}$ или значения равноценных ей производных $\omega_{x^{\dot{\delta}_a}}$ (установившаяся угловая скорость крена при повороте штурвала на $1^\circ/\text{с}$) и $P_{\dot{\delta}_a}^{\omega_x}$ (усилие на штурвале для изменения установившейся угловой скорости крена на $1^\circ/\text{с}$). Эти производные являются характери-

стиками поперечной управляемости, показывающими реакцию самолета на отклонение элеронов.

При полете на больших углах атаки возможен срыв потока на крыле. Это приводит к изменению коэффициента эффективности элеронов $m_x^{\delta_a}$, что вызывает уменьшение $\omega_{x^{\delta_a}}$, ухудшение или полную потерю поперечной управляемости.

Дополнительная литература

[2], с. 200—233; [3], с. 208—226, 299—325; [5], с. 125—135; [6], с. 170—204, 266—281; [7], с. 119—129; [9], с. 198—210; [11], с. 70—106.

Контрольные вопросы

1. В каком случае на самолет действуют боковые аэродинамические силы?
2. Объясните причины создания поперечной силы силовой установки.
3. Объясните влияние стреловидности крыла на распределение аэродинамической нагрузки по размаху при скольжении.
4. Объясните влияние угла поперечного V крыла на стабилизирующий момент крена.
5. Как образуется момент крена при скольжении самолета?
6. Какие моменты создаются крылом и вертикальным оперением при вращении самолета вокруг оси OY?
7. Какие моменты создаются крылом и вертикальным оперением при вращении самолета вокруг оси OX?
8. Какие моменты создаются при отклонении руля направления?
9. Изобразите зависимость $m_y(\beta)$ и поясните ее. Как влияет на эту зависимость отклонение руля направления?
10. Изобразите зависимость $m_x(\beta)$. Как влияет на нее отклонение элеронов?
11. Запишите и объясните условия путевой и поперечной статической устойчивости самолета.
12. Как зависят производные m_y^{β} и m_x^{β} от числа M полета?
13. Изобразите схему сил, действующих на самолет при координированном прямолинейном полете со скольжением. Запишите условия балансировки относительно осей OY и OX.
14. Запишите и объясните условия прямой и обратной реакции самолета по крену на отклонение руля направления.
15. Изобразите и объясните характеристики боковой управляемости самолета.
16. Запишите формулы боковых моментов, действующих на самолет.
17. Изобразите и поясните изменения параметров бокового возмущенного движения самолета во времени.
18. Запишите выражение и объясните смысл критерия κ .
19. Определите угол скольжения β , поперечную (боковую) силу и момент рыскания при встрече самолета с боковым порывом ветра у земли, имеющим скорость $W_z = 20$ м/с, если $V = 70$ м/с; $c_z^{\beta} = -0,686$; $m_y^{\beta} = -m_x^{\beta} = -0,004$; $S = 11,5$ м²; $m = 37\,000$ кг; $l = 52$ м. Ответ: $\beta = 0,286$ ($16,3^\circ$); $Z = 19347,3$ Н; $M_y = 20532$ Н·м.
20. При расследовании авиационного происшествия было установлено, что при угле скольжения 11° угол отклонения элеронов был равен 9° . Обеспечивалась ли при этом путевая балансировка самолета, если он обладает характеристиками: $m_x^{\beta} = -0,0015$; $m_x^{\delta_a} = -0,001$. Ответ: Путевая балансировка не обеспечивалась, потребное отклонение элеронов $\delta_a = 16,5^\circ$.

13.1. Уравнения движения

Особенности опорного движения. Взлет и посадка — наиболее сложные этапы полета. Успешность управления самолетом с целью обеспечения расчетных траекторий взлета и посадки во многом зависит от его устойчивости и управляемости. Вопросы продольной и боковой устойчивости и управляемости самолета, рассмотренные в гл. 11 и 12, в полной мере распространяются на воздушные участки траектории взлета и посадки. Поэтому основное внимание целесообразно уделить рассмотрению особенностей устойчивости и управляемости самолета при движении по взлетно-посадочной полосе (ВПП).

Устойчивость и управляемость на взлете и посадке имеют ряд особенностей, которые оказывают существенное влияние на поведение и пилотирование самолета. Эти особенности определяются:

близостью земли, оказывающей влияние на характеристики устойчивости и управляемости через изменение аэродинамических характеристик самолета;

ярко выраженным неустановившимся движением; интенсивным использованием механизации крыла, определяющей конфигурацию самолета (закрылки, предкрылки, тормозные щитки, интерцепторы и т. д.);

контактом самолета с поверхностью ВПП и возникновением вследствие этого дополнительных сил и моментов, обусловленных связью колес с ВПП.

При этом необходимо учитывать, что массы самолета при взлете и посадке могут различаться на 40 ... 60 %. Взлет выполняется на взлетном режиме работы двигателей, а посадка на сравнительно малом режиме и даже с использованием отрицательной тяги. Состояние ВПП определяется метеоусловиями (влажная, сухая, обледеневшая и т. д.). Психофизиологическая нагрузка на экипаж значительно возрастает по сравнению с другими режимами полета.

Устойчивость и управляемость самолета при движении по ВПП во многом зависят от вида шасси. На современных транспортных самолетах применяются трехопорное шасси, у которого 80 ... 85% нагрузки воспринимается колесами основных опор, а остальная нагрузка — колесами передней опоры. Движение самолета по ВПП осуществляется с изменяющейся скоростью на двух и трех опорах, что оказывает значительное влияние на характеристики устойчивости и управляемости.

Основными возмущающими воздействиями при движении по ВПП являются: боковой ветер, произвольное асимметричное торможение колес, асимметрия тяг двигателей, управляющие воздействия пилота (экипажа).

Схема сил и моментов, действующих на самолет. Кроме тяги P и ее моментов относительно осей связанной системы координат, силы тяжести G , управляющих сил и моментов руля направления $M_y^{\delta_n} \delta_n$, руля высоты $M_z^{\delta_v} \delta_v$ и элеронов $M_x^{\delta_a} \delta_a$ на самолет при движении по ВПП действуют дополнительные силы и моменты, обусловленные контактом колес с поверхностью ВПП (рис. 13.1).

Силы реакции опор передней N_n и основных $N_{o.l}$ (левая) и $N_{o.p}$ (правая) (силы нормального давления колес передней и основной опор) определяются распределением нагрузки на колеса. Если на самолет не действуют боковые (поперечные) силы, то силы нормального давления колес зависят от разности между силой тяжести G и подъемной силой самолета Y_a , а также от распределения этой разности между колесами

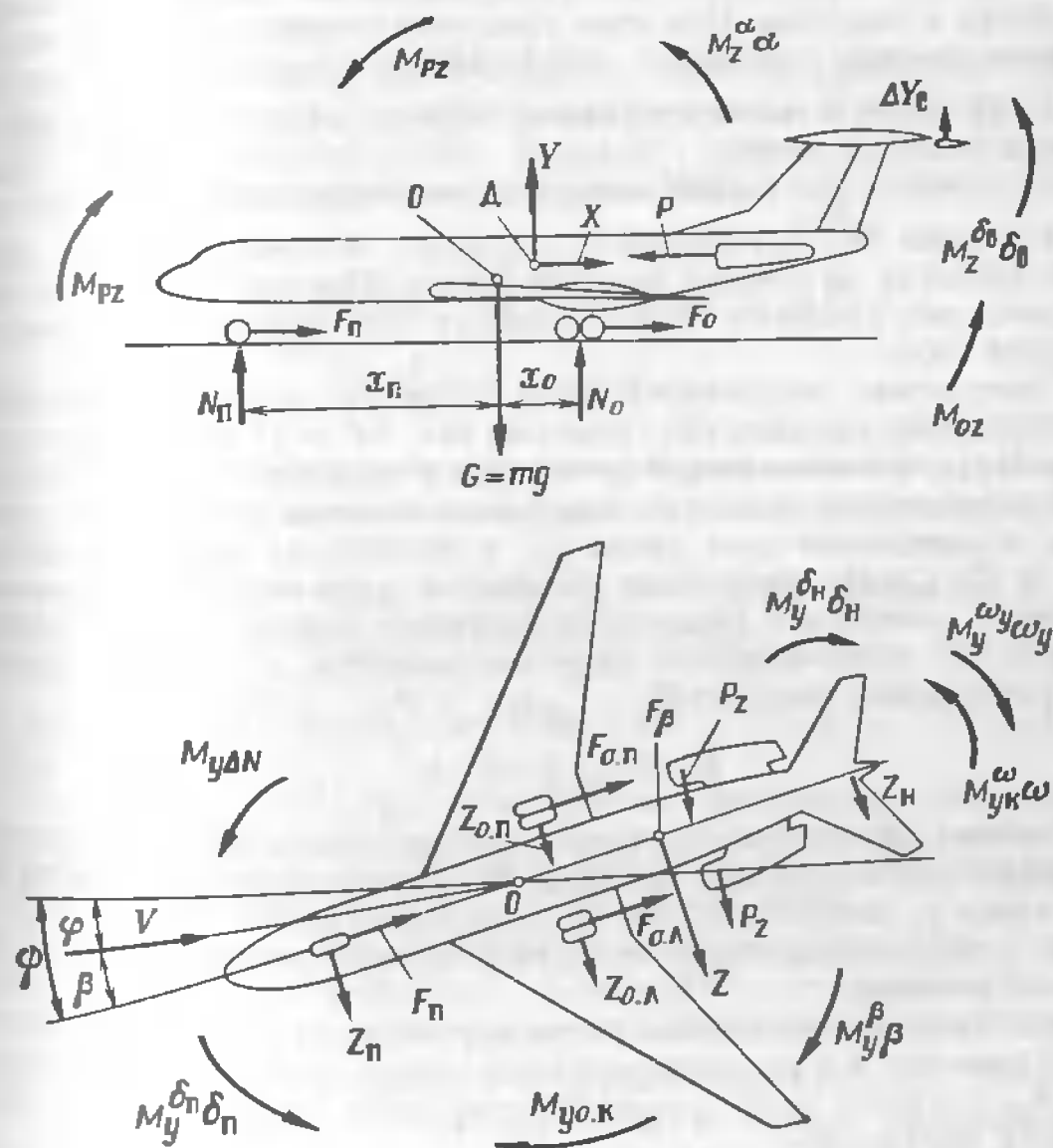


Рис. 13.1. Схема сил и моментов, действующих на самолет при движении по ВПП

опор. При наличии поперечных сил нагрузка на опоры перераспределяется.

При появлении угла скольжения β независимо от вызвавшей его причины возникают поперечная сила Z , приложенная в фокусе по углу скольжения, и стабилизирующие моменты рыскания $M_y^B \beta$ и крена $M_x^B \beta$. Если самолет скользит на правое полукрыло, то под воздействием стабилизирующего момента крена $M_x^B \beta$ нормальная нагрузка на колеса левой опоры увеличивается на ΔN , а на колесах правой опоры уменьшается на такое же значение. К аналогичному эффекту приводит отклонение элеронов благодаря воздействию управляющего аэродинамического момента $M_x^{\delta_a} \delta_a$.

Несимметричность тяг двигателей вызывает появление момента рыскания, для парирования которого необходимо отклонение руля направления и элеронов. При этом руль направления создаст аэродинамические моменты рыскания и крена. Момент крена руля направления $M_x^{\delta_n} \delta_n$ приводит к соответствующему перераспределению нагрузки на колесах основной опоры.

Отклонение руля высоты вверх и возникновение управляющего момента тангажа $M_z^{\delta_v} \delta_v$ увеличивают нагрузку на колеса основных опор и уменьшают ее на колесах передней опоры. При отклонении руля высоты вниз разгружаются колеса основных опор и загружаются колеса передней опоры.

В результате перераспределения нагрузки на колесах основных опор возникает разность сил трения на них $\Delta F = f \Delta N$ и момент рыскания M_{y_0k} , увеличивающий появившийся угол скольжения. Несовпадение направления движения колес с плоскостью их вращения приводит к появлению угла увода β_k и поперечных сил колес $Z_{o,пр}^B$, $Z_{o,л}^B$ и $Z_{п}^B$. Углом увода колес называется угол между направлением движения самолета и плоскостью вращения колеса. При отсутствии ветра и при прямолинейном движении самолета угол увода β_k равен углу скольжения самолета β :

$$Z_o = Z_{o,пр}^B \beta + Z_{o,л}^B \beta. \quad (13.1)$$

В общем случае при отсутствии бокового ветра вектор скорости движения самолета может не совпадать с направлением оси ВПП на угол курса φ . Поперечная сила колес передней опоры определяется не только углом скольжения β , но и углом поворота колеса $\delta_{п}$, осуществляемого пилотом.

Угол увода колес передней опоры определяется суммой угла скольжения самолета β и угла поворота колес передней опоры $\delta_{п}$, т. е. $\beta_{к-п} = \beta + \delta_{п}$. С учетом этого поперечная сила колес передней опоры определяется выражением

$$Z_{п} = Z_{п}^B (\beta + \delta_{п}). \quad (13.2)$$

Производные $Z_{п}^B$ и $Z_{о}^B$ можно определить через силы нормального давления:

$$Z_{о}^B = c_{oz}^B N_o \text{ и } Z_{п}^B = c_{пz}^B N_{п}. \quad (13.3)$$

Поперечные силы колес можно представить также через коэффициенты поперечной силы

$$c_{кz}^B = c_{кz}^B \beta_k \text{ и } c_{пz}^B = c_{пz}^B (\beta + \delta_{п}). \quad (13.4)$$

Коэффициент боковой силы колеса $c_{кz}^B$ при небольших углах β и $\delta_{п}$ линейно зависит от угла увода колеса β_k (рис. 13.2).

Поперечные силы колес создают моменты рыскания $Z_{о}^B \beta x_o$ и $Z_{п}^B \beta x_{п}$, где x_o и $x_{п}$ — плечи сил относительно оси OY . Таким образом, результирующий момент рыскания, действующий на самолет при прямолинейном движении (см. рис. 13.1),

$$M_{R_y} = M_{P_y} + M_y^B \beta + M_y^{\delta_n} \delta_n + (Z_{o,пр}^B + Z_{o,л}^B) \beta x_o + Z_{п}^B \beta x_{п} + M_{P_y} + M_{v \Delta N}, \quad (13.5)$$

где M_{P_y} — момент рыскания от асимметрии тяги двигателей и боковых составляющих тяги при кривой обдувке воздушного винта и воздухозаборника при скольжении.

Результирующий момент крена, действующий на самолет в прямолинейном движении по ВПП со скольжением,

$$M_{R_x} = M_x^B \beta + M_x^{\delta_n} \delta_n + M_x^{\delta_a} \delta_a + Z_{п}^B \beta y_{п} + (Z_{o,пр}^B + Z_{o,л}^B) \beta y_o + \Delta N z_{ш}, \quad (13.6)$$

где $Z_{п}^B$ и $(Z_{o,пр}^B + Z_{o,л}^B) \beta y_o$ — моменты крена, создаваемые поперечными силами колес на плече $y_{п}$ и y_o (расстояния от поверхности ВПП до оси OX); $\Delta N z_{ш}$ — момент крена, создаваемый приращением нормальной нагрузки на колесах основных опор на плече $z_{ш}$ (ширина колеи шасси).

Движение самолета по ВПП на трех опорах совершается с углом атаки, близким к стояночному $\alpha_{ст}$, а движение на двух опорах — с углом атаки $\alpha \approx \alpha_{отр}$. При этом на самолет действуют аэродинамические моменты: $M_z^{\alpha} \alpha$, $M_z^{\delta_v} \delta_v$, нормальной составляющей тяги M_{P_z} . Поскольку при движении самолета на трех опорах вращением самолета относительно оси OZ можно пренебречь, то влияние колес передней опоры на момент тангажа не учитывается. Колеса основной опоры создают момент тангажа за счет сил нормального давления N_o (x_o — y_o) и сил

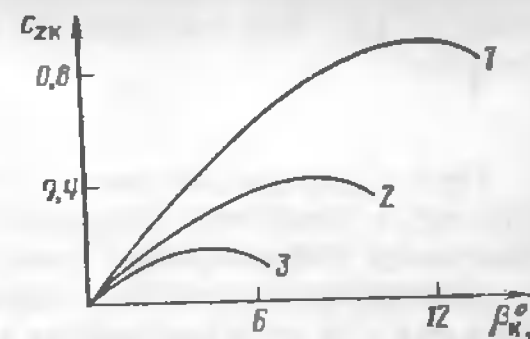


Рис. 13.2. Зависимость коэффициента боковой силы колеса от угла увода и состояния ВПП:

1 — сухая; 2 — влажная; 3 — обледеневшая

трения $F_0 y_0$. Результирующий момент тангажа определяется выражением

$$M_{Rz} = M_z - N(x_0 - y_0) - F_0 y_0. \quad (13.7)$$

При вращении самолета относительно осей связанной системы координат, а также при криволинейном движении самолета по ВПП добавляются демпфирующие моменты.

Демпфирующий момент рыскания создается за счет аэродинамических сил и за счет поперечных сил колес шасси, обусловленных изменением поперечных сил при вращении с угловой скоростью ω_y . Результирующий демпфирующий момент рыскания определяется по формуле

$$M_{Ry} \omega_y = M_y^{\omega_y} \omega_y + M_{zy}^{\omega_y} \omega_y. \quad (13.8)$$

Демпфирующий момент тангажа создается за счет аэродинамических сил, а также за счет изменения сил нормального давления и сил трения на колесах главных опор. Результирующий демпфирующий момент тангажа при движении по ВПП определяется выражением

$$M_{Rz}^{\omega_z} \omega_z = M_z^{\alpha} \Delta\alpha + (M_z^{\omega_z} + M_z^{\dot{\alpha}}) \Delta\alpha + M_{z\Delta N_0} + M_{z\Delta F_0}. \quad (13.9)$$

Уравнения движения самолета по ВПП. При составлении уравнений движения по ВПП принимают следующие допущения: самолет — твердое (недеформируемое) тело реальных размеров и постоянной массы; деформация амортизационных устройств и пневматиков отсутствует; при движении самолета на трех опорах вращение самолета по углам тангажа и крена отсутствует. С учетом этого уравнения движения самолета по ВПП на трех опорах имеют вид:

$$m \frac{dV}{dt} = X_R; \quad 0 = Y_R; \quad mV \left(\frac{d\beta}{dt} - \omega_y \right) = Z_R; \quad (13.10)$$

$$0 = M_{Rx}; \quad I_y \frac{d\omega_y}{dt} = M_{Ry}; \quad 0 = M_{Rz}.$$

Силы и моменты в правых частях системы уравнений (13.10) являются результирующими, определяемыми соотношениями, полученными в гл. 6, 7, 9, 11, 12, а также формулами (13.1), (13.2), (13.5), (13.6), (13.8), (13.9). Система уравнений (13.10) дополняется кинематическими соотношениями:

$$\frac{d\psi}{dz} = \omega_y; \quad V_z = V \sin(\beta - \psi). \quad (13.11)$$

Если известны отклонения органов управления δ_n , δ_h , δ_a , силы и моменты, действующие на самолет, то, решив систему уравнений (13.10) и (13.11), можно определить скорость V , углы скольжения β и рыскания

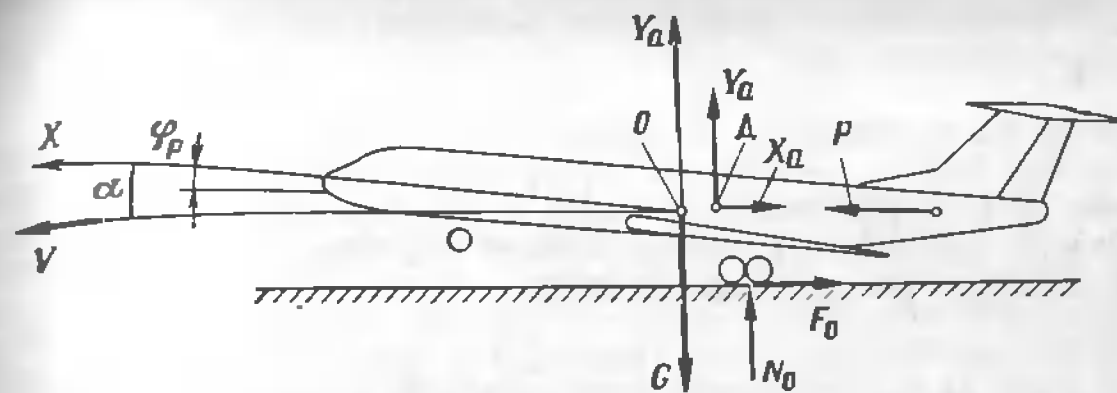


Рис. 13.3. Схема сил, действующих на самолет при движении по ВПП на колесах основных опор колеса

ψ , угловую скорость ω_y . Исследование устойчивости самолета на ВПП — довольно сложная задача, так как связана с необходимостью решения системы дифференциальных уравнений с переменными коэффициентами. Если рассматривать движение самолета на небольшом участке ВПП, то скорость и коэффициенты дифференциальных уравнений можно считать постоянными. Система уравнений превращается в линейную, которая приводится к характеристическому уравнению. Его решение дает приближенные значения характеристик устойчивости и управляемости, или позволяет, не решая уравнения, сделать качественную оценку устойчивости и управляемости.

Система уравнений еще более упрощается, если путевую и продольную устойчивость самолета рассматривать отдельно и независимо одну от другой.

После отрыва колес передней опоры от ВПП самолет продолжает движение только на колесах основных опор и получает возможность вращения относительно оси OZ (рис. 13.3).

Таким образом, продольное движение самолета по ВПП складывается из поступательного движения центра масс вдоль оси OX и вращательного движения относительно оси OZ и описывается системой уравнений:

$$m \frac{dV}{dt} = P - X_a - F; \quad (13.12)$$

$$I_z \frac{d\omega_z}{dt} = M_z - N_T(x_0 - y_0 \alpha) - F_0 y_0.$$

где M_z — суммарный момент тангажа самолета в свободном полете над поверхностью ВПП во взлетной конфигурации, на том же угле атаки и при взлетном режиме работы двигателей.

Уравнения движения на воздушных участках траектории взлета и посадки аналогичны (6.5), описывающим движение в вертикальной плоскости.

13.2. Устойчивость и управляемость самолета при движении по ВПП

Путевая устойчивость и управляемость. Система уравнений (13.10) позволяет найти соотношения, выражающие степень затухания колебаний по углу рыскания n_ψ и частоту собственных колебаний Ω_ψ . Они дают качественную оценку путевой устойчивости и управляемости самолета при движении по ВПП:

$$n_\psi = -\frac{1}{2} \left(\frac{M_{Ry}^{\omega_y}}{I_y} + \frac{Z_R^B}{m} \right); \quad (13.13)$$

$$\Omega_\psi^2 = -\frac{M_{Ry}}{I_y} + \frac{M_{Ry}^{\omega_y}}{I_y} \frac{Z_R^B}{I_y m V}; \quad (13.14)$$

В начальной фазе разбега скорость движения, следовательно, эффективность аэродинамических органов управления малы, поэтому выдерживание направления осуществляется управлением колесами передней опоры и несимметричным торможением колес основных опор. Под действием внешних возмущений (неровностей ВПП, порывов ветра, несимметричного торможения колес, управляющего воздействия пилота и др.) появляется угол скольжения β , который становится причиной возникновения боковых сил и моментов (см. рис. 13.1).

Из формулы (13.13) следует, что степень затухания путевых колебаний n_ψ определяется результирующим демпфирующим моментом (производная $M_{Ry}^{\omega_y}$) и демпфированием результирующей поперечной силы (производная Z_R^B) при криволинейном движении самолета по ВПП. Частота собственных колебаний Ω_ψ относительно оси ОУ (13.14) зависит от соотношения результирующего стабилизирующего момента M_{Ry} , результирующего демпфирующего момента, результирующей поперечной силы.

Таким образом, путевая устойчивость самолета при движении по ВПП определяется совокупностью стабилизирующих (дестабилизирующих) путевых моментов и демпфирующих моментов. При этом необходимо учитывать следующее. Так как силы Z_{o-n} и Z_{o-l} колес основных опор, появляющиеся при наличии угла увода β_k , приложены позади центра масс самолета, то они создают стабилизирующий момент, уменьшающий возникший угол увода β_k . Сила Z_n колес передней опоры приложена впереди центра масс и оказывает на самолет дестабилизирующее воздействие, стремясь увеличить появившийся угол увода. Дестабилизирующее воздействие колес передней опоры можно уменьшить, переводя его в режим самоориентирования. В тех случаях, когда для обеспечения выдерживания направления движения самолета передние колеса переводятся в режим управления, необходимо постоянное вмешательство пилота в управление для сохранения направления дви-

жения. В противном случае дестабилизирующее влияние колес передней опоры приводит к потере путевой устойчивости самолета.

При увеличении угла увода колес β_k до некоторого критического значения, начинается скольжение колес по ВПП (боковой юз). Критический угол увода колеса на сухой бетонной ВПП не превышает 12° , а на ВПП, покрытой осадками, значительно уменьшается (см. рис. 13.2). Пилот не должен допускать больших углов увода колес, так как при скольжении колес поперечные силы уменьшаются, что приводит к уменьшению стабилизирующего воздействия колес основных опор и потере путевой устойчивости или путевой управляемости.

По мере увеличения скорости растет подъемная сила самолета, что приводит к уменьшению сил нормального давления и сил трения, в том числе и их поперечных составляющих Z_n и Z_o . Поэтому стабилизирующая роль колес основных опор уменьшается, но одновременно повышается стабилизирующая роль аэродинамического момента рыскания $M_y^{\omega_y}$. С ростом скорости увеличивается демпфирующий момент рыскания $M_y^{\omega_y}$, повышается эффективность органов управления.

На скорости V_R , равной 40—70 % скорости отрыва $V_{отр}$, поднимается передняя опора, самолет продолжает разбег только на основных опорах. При этом из-за отсутствия дестабилизирующего воздействия колес передней опоры путевая устойчивость самолета повышается.

Перераспределение нагрузки на колесах основных опор из-за наличия угла скольжения и возникновения аэродинамического момента крена M_x^{β} , приводит к появлению дестабилизирующего момента сопротивления колес, образованного парой сил ΔF_{o-n} и ΔF_{o-l} , стремящейся развернуть самолет влево и увеличить угол рыскания (см. рис. 13.1).

Критерием путевой статической управляемости при движении самолета по ВПП является запас угла отклонения руля направления и колес передней опоры, значение которого определяется как разность между потребным для балансировки самолета углом отклонения и располагаемым. Считается, что запас угла отклонения руля направления должен быть не менее 20 %.

Располагаемый угол отклонения колес передней опоры равен $8-10^\circ$. Потребный угол отклонения колес передней опоры δ_n и руля направления δ_r находят из условия обеспечения движения самолета параллельно оси ВПП при максимально допустимом боковом ветре. Как только суммарная боковая сила, например сила, обусловленная боковым ветром, становится больше, чем суммарная поперечная сила Z_n сцепления колес с ВПП, начинается скольжение самолета по ВПП. Самолет «сдувается» боковым ветром. Даже при условии, что $\Sigma M_y = 0$, самолет движется по криволинейной траектории и может выкатиться за пределы ВПП.

Продольная устойчивость и управляемость. После линеаризации уравнений (13.12) и решения характеристического уравнения по-

лучим выражения для расчета степени затухания колебаний n_α и частоты собственных продольных колебаний самолета Ω_α :

$$n_\alpha = \frac{M_z^{\ddot{\alpha}} + M_z^{\dot{\omega}_z}}{\alpha I_z}; \quad (13.15)$$

$$\Omega_\alpha^2 = -[M_z^\alpha + Y^\alpha (x_0 + fy_0) + (G - \alpha Y) y_0] \frac{1}{I_z}. \quad (13.16)$$

На основании анализа полученных зависимостей можно сделать следующие выводы:

продольная устойчивость самолета при движении по ВПП на основных опорах определяется совокупностью стабилизирующих (дестабилизирующих) и демпфирующих моментов;

с ростом в результате возмущающего воздействия угла атаки увеличивается подъемная сила, а силы нормального давления N_0 и силы трения F_0 уменьшаются. В результате создается приращение кабрирующего момента, увеличивающее угол атаки. Продольная устойчивость самолета вследствие влияния колес основных опор меньше, чем в свободном полете. При небольших запасах продольной статической устойчивости (например, при задних центровках), достаточной для осуществления свободного полета, запаса устойчивости может не хватить при движении самолета по ВПП, особенно на малых скоростях, когда демпфирующие моменты сравнительно невелики. В этом случае при воздействии на колеса основной опоры неровностей ВПП самолет будет иметь значительную продольную раскачку и может коснуться ВПП хвостовой частью фюзеляжа и колесами передней опоры;

при подъеме колес передней опоры угол атаки увеличивается, появляется прирост нормальной составляющей тяги P_y . Переднее относительно центра масс расположение двигателей обуславливает появление дестабилизирующего (кабрирующего) момента M_{Py} ;

подъем колес передней опоры выполняется на скорости V_R , при которой эффективность аэродинамических органов достаточно велика. При отделении колес передней опоры на большей скорости угол атаки будет увеличиваться слишком интенсивно и можно легко упустить момент задержки штурвала. Увеличение угла атаки в этом случае может привести к касанию ВПП хвостовой частью фюзеляжа;

после отделения колес передней опоры от ВПП пользоваться тормозами колес основных опор нельзя, так как вследствие увеличения сил трения колес о ВПП может возникнуть пикирующий момент и удар колес передней опоры о ВПП.

13.3. Особенности устойчивости и управляемости самолета при движении по ВПП в усложненных условиях

Устойчивость и управляемость при движении по ВПП, покрытой осадками. Различают следующие основные типовые состояния ВПП: сухая; влажная (покрытая пленкой влаги без скопления воды на по-



Рис. 13.4. Схема взаимодействия пневматика с ВПП, покрытой осадками при различных скоростях движения

верхности, толщина слоя воды не превышает средней высоты микронеровностей); мокрая (покрытая водой, толщина слоя которой больше высоты микронеровностей поверхности ВПП); покрытая слякотью (смесь воды со снегом, кристалликами льда), плотность которой равна $0,4-0,9 \text{ г/см}^3$; заснеженная (покрытая слоем снега плотностью менее $0,4 \text{ г/см}^3$); обледеневшая (покрытая слоем льда, изморози).

Наличие атмосферных осадков на ВПП в значительной мере осложняет взлет и посадку самолетов, имеющих большие скорости отрыва и посадки. При движении самолета на большой скорости по влажной, мокрой или покрытой слякотью ВПП может возникнуть явление глиссирования (гидроглиссирования). Рассмотрим его физическую сущность. Будем считать, что самолет движется по ВПП со все возрастающей скоростью. При этом колесо вытесняет часть воды (слякоти) и между пневматиком и поверхностью ВПП образуется водяной клин (рис. 13.4, а). По мере увеличения скорости движения давление в водяном клине повышается, что приводит к деформации пневматика и уменьшению площади соприкосновения его с ВПП. При некоторой скорости давление в водяном клине возрастает настолько, что пневматик поднимается над поверхностью ВПП (рис. 13.4, в) и не соприкасается с ней.

Полусухое трение между пневматиком и поверхностью ВПП (рис. 13.4, б) заменяется жидкостным (трение между слоями жидкости в клине). При этом коэффициент трения резко уменьшается, возникает глиссирование. Скорость $V_{ГЛ}$, соответствующая началу этого явления, называется *скоростью начала глиссирования*. Если колесо притормозить (увеличить степень проскальзывания пневматика относительно ВПП), то явление глиссирования возникнет на меньшей скорости. С увеличением ширины пневматика, уменьшением давления в нем, увеличением толщины слоя воды (слякоти) и плотности слякоти скорость начала глиссирования уменьшается.

На скорость начала глиссирования оказывают влияние шероховатость и материал ВПП, рисунок протектора пневматика, расположение колес, плотность, вязкость, толщина слоя слякоти и т. д. С уменьшением коэффициента трения скольжения для сухой ВПП ($f_{ск} \approx 0,8$, а для мокрой и обледеневшей ВПП $f_{ск} \approx 0,5$ и менее) допустимый угол поворота колеса передней опоры уменьшается (см. рис. 13.2).

При скольжении колес боковые силы сопротивления движению резко уменьшаются, а вместе с ними уменьшаются и стабилизирующее действие колес основной опоры и путевая устойчивость самолета. Поэтому при движении по ВПП, покрытой осадками, на скорости, большей скорости начала глиссирования, необходимо рассчитывать в основном на аэродинамические органы управления и не допускать больших угловых отклонений самолета от оси ВПП, чтобы не лишиться стабилизирующего путевого воздействия колес основной опоры.

Торможение колес не только бесполезно, но и опасно, так как самолет может потерять устойчивость. Самолеты, оборудованные автоматами торможения, обеспечивающими торможение, близкое к оптимальному (качение колес на границе начала скольжения), позволяют пилоту осуществлять торможение сразу же после приземления независимо от состояния ВПП. Такое действие на самолете без автоматов торможения привело бы к глиссированию, выходу из строя пневматиков. Для уменьшения длины пробега по ВПП, покрытой осадками, особое значение имеют реверсирование тяги, отклонение интерцепторов, выпуск тормозных щитков, поскольку эффективность торможения колес снижается. Вместе с тем сопротивление движению по ВПП, покрытой осадками, увеличивается, что эквивалентно повышению коэффициента трения качения. Потребная дистанция разбега увеличивается. Как правило, при взлете самолетов с обледеневших и заснеженных ВПП вывести двигатели на взлетный режим, удерживая самолет на тормозах, не удастся. Поэтому двигатели на взлетный режим выходят уже в процессе разбега, что приводит к увеличению потребной дистанции разбега. При одновременном выходе двигателей на взлетный режим возникает несимметричная тяга и появляется стремление к развороту самолета относительно оси OY . Значительная несимметричность тяги может привести к необходимости прекращения взлета.

Особенности взлета с боковым ветром. Боковой ветер обуславливает несимметричное обтекание самолета, появление угла скольжения. Наличие угла скольжения $\beta \approx W/V$ приводит к возникновению стабилизирующего момента рыскания $M_{y\beta}^{\beta}$, уменьшающего угол скольжения, но приводящего одновременно к угловому отклонению самолета относительно оси ВПП (рис. 13.5). Момент крена $M_{x\beta}^{\beta}$, возникающий при скольжении, приводит к перераспределению сил нормального давления и сил трения на колесах главных опор. При этом колеса подветренной опоры догружаются. Кренящий момент особенно велик у высокопланов. При скольжении возникает также боковая составляющая силы тяги P_z и создается момент рыскания M_{Ry} . Вследствие сжатия пневматика и амортизационных опор шасси появляется крен. Для путевой балансировки самолета необходимо отклонить руль направления и колеса передней опоры таким образом, чтобы результирующий момент рыскания $M_{Ry} = 0$.

Для парирования момента крена $M_{x\beta}^{\beta}$ элероны необходимо отклонить против ветра, чтобы $M_{Rx} = 0$. Из условий $M_{Ry} = 0$ и $M_{Rx} = 0$

определяются требуемые балансирующие отклонения руля направления, колес передней опоры и элеронов. Боковая сила Z_{β} стремится сдвинуть («сдуть») самолет с ВПП. Этому препятствуют боковые силы Z_{κ} , возникающие за счет трения скольжения. Возможны такие сочетания между скоростью бокового ветра и состоянием ВПП, при которых безопасный взлет самолета станет невозможным, так как управляющие моменты от колес передней опоры и руля направления будут недостаточны для надежного парирования разворачивающего момента $M_{y\beta}^{\beta} + M_{y\Delta n}$. Для некоторых самолетов допустимые значения бокового ветра устанавливают меньше расчетных значений, полученных из условия устойчивости и управляемости самолета. Это ограничение устанавливают из условия прочности шасси.

При взлете с боковым ветром подъем колес передней опоры для обеспечения управляемости несколько затягивается. При этом упреждающее отклонение руля направления и элеронов к концу разбега должно быть таким, чтобы при отрыве от ВПП самолет не получил резкого крена и разворота. Так как при контакте самолета с ВПП часть моментов компенсируется реакцией земли и силами трения, то пилот не может почувствовать, насколько правильно отклонены руль направления и элероны для предотвращения крена и разворота после отрыва. Навык в определении необходимого отклонения органов управления в зависимости от скорости и направления бокового ветра формируется в процессе тренировок по мере накопления опыта. Наличие угла скольжения, более поздний подъем колес передней опоры, балансирующее отклонение органов управления, применение несимметричного торможения колес основной опоры в начале разбега для обеспечения прямолинейного движения самолета по ВПП приводят к увеличению сопротивления движению самолета, уменьшению ускорения при разбеге, увеличению дистанции разбега.

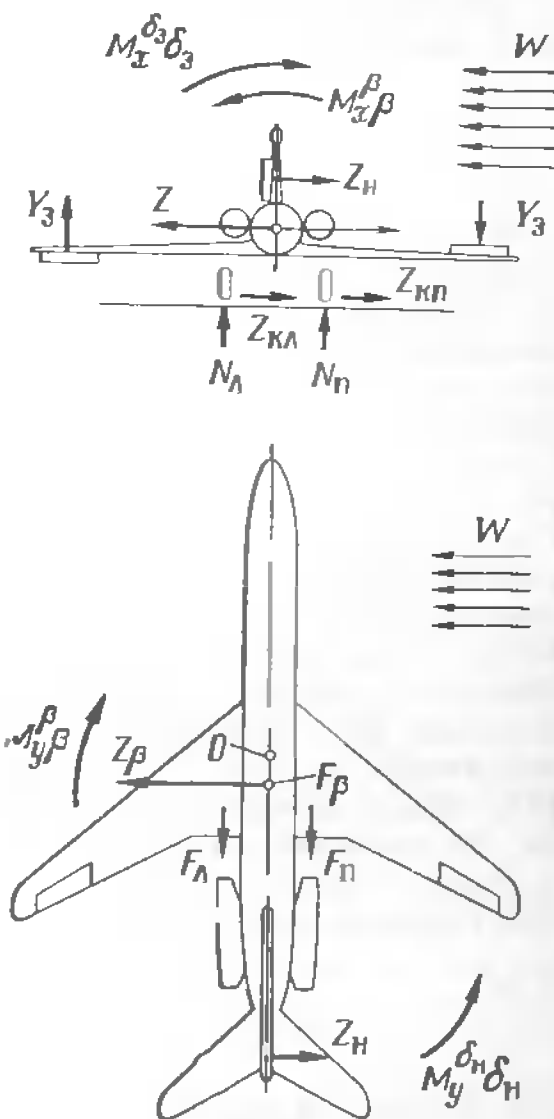


Рис. 13.5. Силы и моменты, действующие на самолет при движении по ВПП с боковым ветром

13.4. Особенности посадки с боковым ветром

После четвертого разворота при наличии бокового ветра пилот обеспечивает движение самолета по глиссаде таким образом, чтобы вектор земной скорости центра масс находился в одной вертикальной плоскости с осью ВПП. Снос самолета относительно ВПП боковым ветром парируется одним из трех методов.

Парирование сноса самолета скольжением на обращенное к ветру полукрыло. Для реализации этого метода пилот, отклоняя руль направления и элероны (рис. 13.6), ориентирует самолет так, чтобы его продольная ось лежала в одной вертикальной плоскости с осью ВПП. Самолет движется с углом крена и скольжения в вертикальной плоскости, проходящей через ось ВПП и вектор земной скорости V_k . Потребные для балансировки самолета в прямолинейном полете со скольжением углы крена γ и скольжения β практически пропорциональны скорости бокового ветра W . Чем больше скорость бокового ветра, тем больше потребные отклонения δ_n и δ_s органов управления. Поскольку элероны и руль направления отклоняются на вполне определенную для балансировки самолета величину, с учетом обеспечения запаса по углу отклонения рулей (согласно ЕНЛГС не менее 10%) можно определить предельно допустимое значение бокового ветра, при котором самолет может быть сбалансирован.

Крен самолета убирается непосредственно перед приземлением. При слишком ранней уборке крена боковой ветер может снести само-

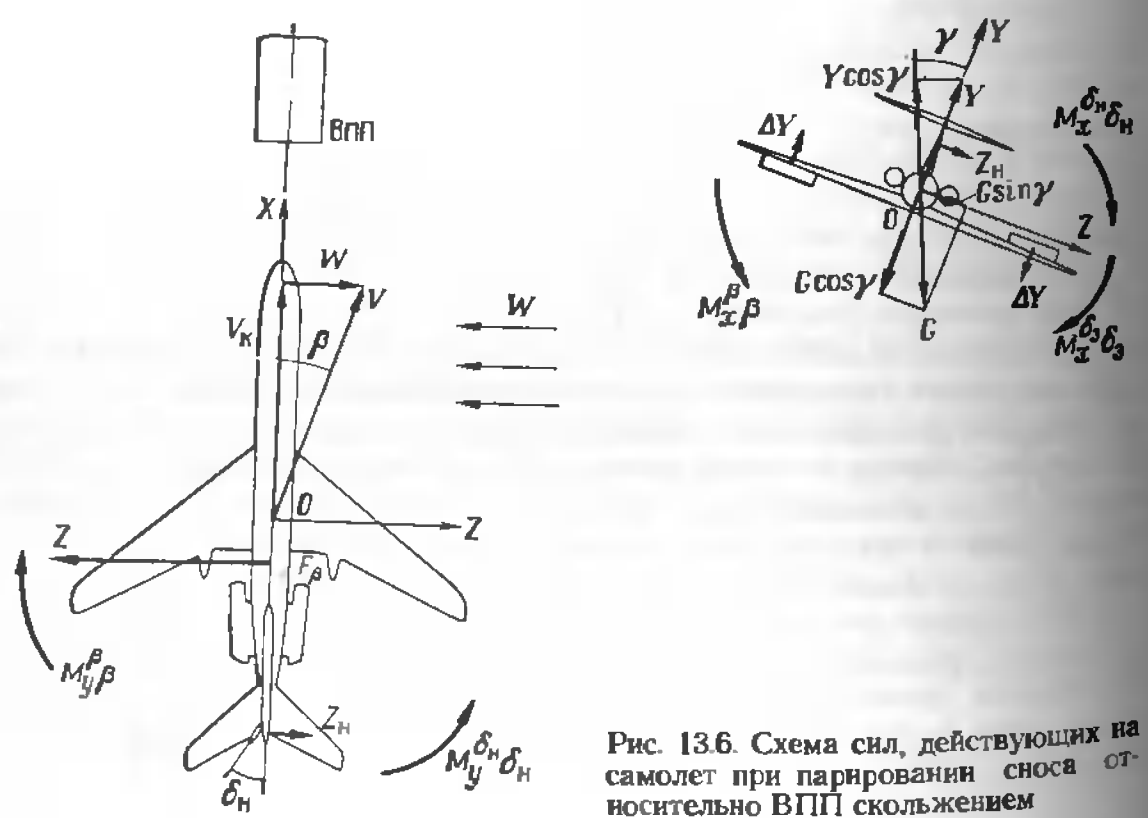


Рис. 13.6. Схема сил, действующих на самолет при парировании сноса относительно ВПП скольжением

лет с ВПП. При запаздывании с уборкой крена возможно касание крылом земли, что особенно вероятно для низкопланов, имеющих отрицательное поперечное V крыла, либо при приземлении самолета на колеса только одной основной опоры. Посадка самолета этим методом требует от экипажа высокой точности в работе, что ограничивает его применение.

Парирование сноса от бокового ветра упреждением в курсе. При этом методе пилотирования, получившем наибольшее распространение в летной практике, вектор земной скорости самолета лежит в одной вертикальной плоскости с осью ВПП, а самолет развернут носом против ветра так, чтобы углы скольжения и крена отсутствовали (рис. 13.7). Угол упреждения ψ по курсу равен углу сноса самолета боковым ветром $\psi \approx \text{tg } \psi = \frac{W}{V}$. Полет

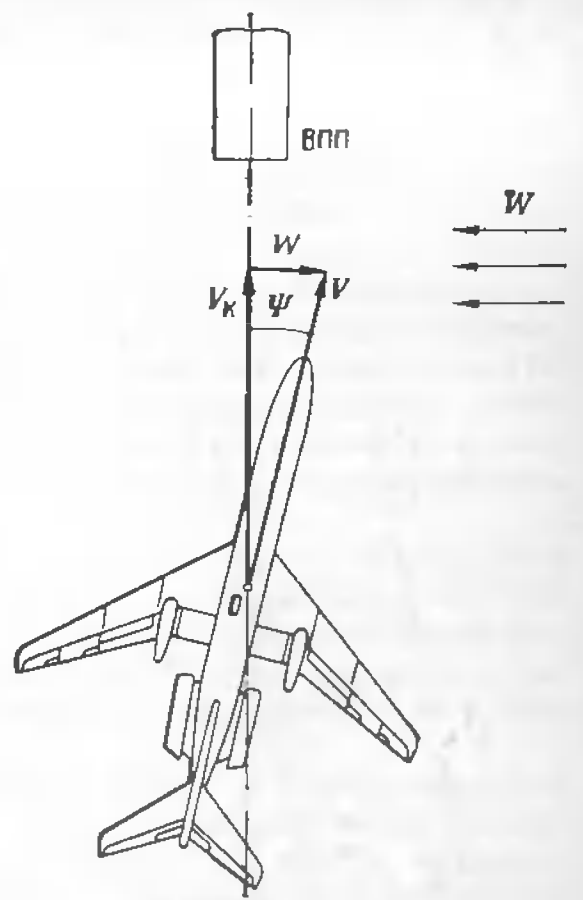


Рис. 13.7. Треугольник скоростей при парировании сноса относительно ВПП упреждением в курсе

происходит практически при нейтральных положениях элеронов. Достоинство этого способа — отсутствие крена и скольжения и сопутствующих им трудностей балансировки, недостаток — некоторая сложность определения потребного угла ψ . При изменении бокового ветра в процессе снижения угол упреждения уточняют кратковременным отклонением руля направления, а порывы ветра парируют соответствующими отклонениями элеронов.

При этом способе посадки приземление возможно как без устранения упреждения по курсу, так и с устранением его. Приземление самолета без устранения упреждения по курсу (продольная ось самолета не параллельна оси ВПП) сопровождается большими боковыми нагрузками на конструкцию шасси. Возникающие на колесах основной опоры в момент касания ВПП силы заставляют самолет самопроизвольно, без вмешательства пилота развернуться и двигаться в направлении, параллельном оси ВПП. На сухой ВПП практически не требуется отклонения руля направления для разворота самолета вдоль оси ВПП. При посадке самолета на ВПП, покрытую осадками, действующим на колеса сил трения будет недостаточно для полной ликвидации угла упреждения и требуется энергичное отклонение руля направления. Угол упреждения должен быть устранен до опускания колес пе-

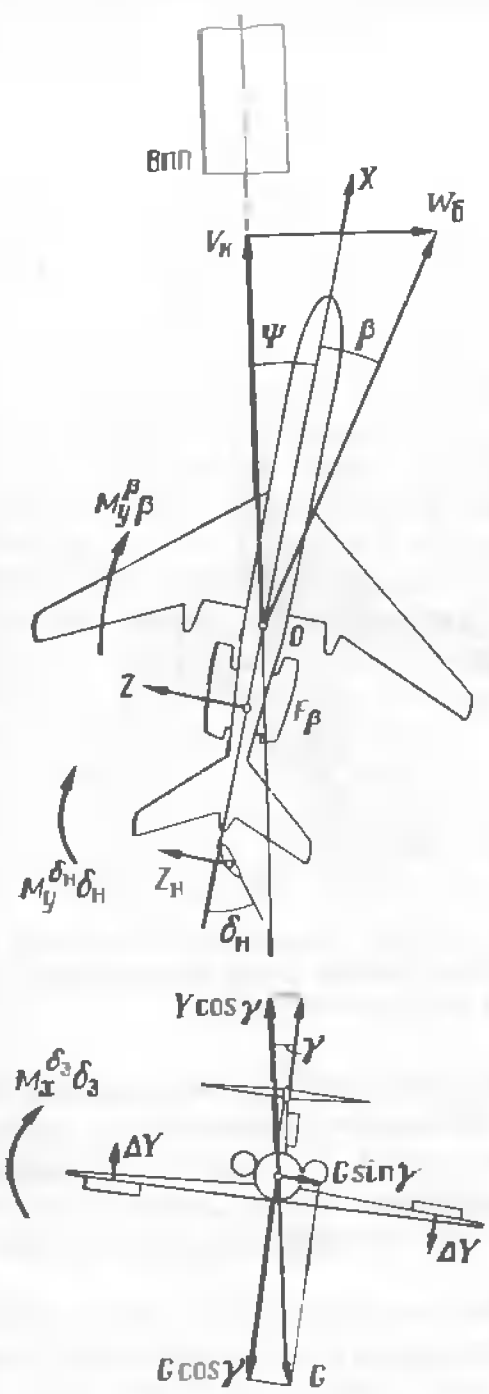


Рис. 13.8. Схема сил, действующих на самолет при парировании сноса относительно ВПП скольжением и упреждением в курсе (комбинированный метод)

Особенности устойчивости и управляемости самолета на остальных воздушных участках траектории посадки аналогичны ранее рассмотренным.

редней опоры. Этот метод посадки приводит к повышенному износу покрышек.

Для самолетов, имеющих большую базу основных опор и высокие опоры, не рассчитанные на значительные боковые нагрузки, требуется устранение угла упреждения по курсу непосредственно перед приземлением. При этом необходимо учитывать, что слишком раннее устранение упреждения по курсу приводит к сносу самолета боковым ветром относительно осн ВПП, а слишком позднее начало устранения упреждения не позволяет полностью устранить имеющееся упреждение. Вращение самолета относительно нормальной оси при устранении упреждения по курсу связано с появлением и увеличением угла скольжения. Наличие угла скольжения вызывает реакцию самолета по рысканию и крену, что требует своевременной перебалансировки самолета.

Комбинированный метод. Как следует из схемы сил (рис. 13.8), этот метод сочетает парирование сноса самолета боковым ветром скольжением и упреждением по курсу и имеет недостатки уже рассмотренных методов. Полет самолета выполняется со скольжением, креном и упреждением по курсу, что требует балансирующего отклонения руля направления и элеронов.

При этом углы крена и скольжения при прочих равных условиях меньше, чем при пилотировании первым способом.

13.5. Особенности движения самолета на участках траектории взлета и посадки

Устойчивость и управляемость на траектории полного взлета. По достижении высоты 3 ... 5 м относительно точки отрыва (см. рис. 9.1) начинают уборку шасси. В процессе уборки перемещаются створки люка шасси, изменяется интерференция между шасси и крылом, изменяются обтекание нижней поверхности крыла потоком, положение центра масс самолета и фокуса по углу атаки. Все это приводит к изменению подъемной силы, силы лобового сопротивления, запаса продольной устойчивости, что в сочетании с ошибками пилотирования, неблагоприятными воздействиями внешних условий может привести к касанию ВПП в случае, если высота начала уборки шасси будет ниже рекомендованной РЛЭ.

Напомним, что избыток тяги ΔP при наборе высоты расходуется для увеличения высоты полета и скорости. Поэтому перевод самолета в набор высоты на скорости $V < V_2$ приводит к уменьшению ускорения и даже к потере скорости. Это особенно вероятно при взлете с одним отказавшим двигателем, на высокогорных аэродромах и при взлете в условиях высоких температур.

При достижении самолетом безопасной высоты и безопасной скорости начала уборки механизации $V_3 > V_{min}$ экипаж приступает к уборке механизации крыла. Если уборку механизации крыла, например уборку закрылков, начать на скорости V' , меньшей V_3 , то после уборки закрылков самолет окажется в области вторых режимов полета (рис. 13.9).

Наиболее целесообразно выполнить уборку закрылков на скорости V_3 , так как после уборки закрылков на этой скорости (она несколько больше наимыгоднейшей скорости полета при убраных закрылках) образуется практически максимальный избыток тяги ΔP .

Уборка закрылков на скорости V'' , большей V_3 , нецелесообразна из экономических соображений, а также из соображений устойчивости и управляемости. Действительно, при уборке закрылков подъемная сила крыла уменьшается, а подъемная сила горизонтального оперения остается постоянной или уменьшается вследствие уменьшения схода потока за крылом, но в меньшей степени, чем уменьшение подъемной силы крыла. Если пилот не вмешивается в управление, то самолет опускает нос, уменьшаются угол атаки и подъемная сила, замедляется прирост вертикальной скорости, скорость набора высоты сначала уменьшается, а самолет начинает терять высоту (рис. 13.10). Для предотвращения этого при уборке закрылков пилот должен балансировать самолет. Заметим, что чем больше скорость, на которой убираются закрылки, тем более значительная продольная перебалансировка необходима. При уборке закрылков в один прием даже на скорости V_3 происходит уменьшение вертикальной скорости, угла набора высоты, необходимо большее балансирующее отклонение руля высоты. РЛЭ рекомендуют производить уборку закрылков в несколько приемов,

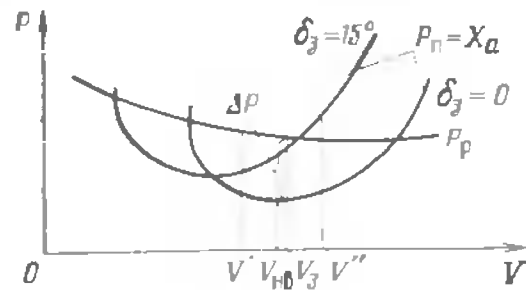


Рис. 13.9. Кривые Жуковского при выпущенных и убранных закрылках

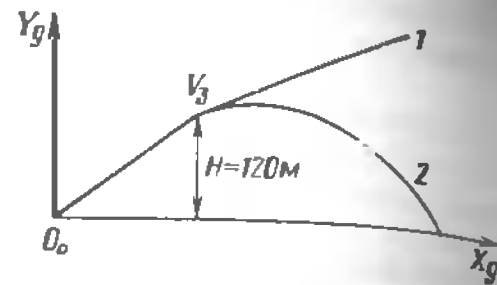


Рис. 13.10. Расчетная траектория набора высоты (1) и траектория при уборке закрылков (2), если пилот не вмешивается в управление

а после выполнения каждого приема разгонять самолет до скорости близкой к наивыгоднейшей для каждого промежуточного значения угла отклонения закрылков.

Устойчивость и управляемость на траектории посадки. На высоте начала выравнивания скорость полета близка к скорости захода на посадку. По мере приближения к земле плавным движением штурвала на себя пилот отклоняет руль высоты вверх и создает посадочный угол атаки. С увеличением угла атаки скорость самолета, а вместе с ней и эффективность аэродинамических органов уменьшаются. Чем меньше скорость полета, тем более энергичные движения органов управления потребны для обеспечения заданной траектории. При больших передних центровка управляющего момента руля высоты $M_z^{\delta_n} \delta_n$ может не хватить для преодоления инерционного, демпфирующего и стабилизирующего моментов тангажа для создания посадочного угла атаки. Поэтому из условия обеспечения управляемости самолета на посадке определяется значение предельно передней центровки и не менее чем 10 %-ный запас расхода руля высоты.

При центровках, близких к предельно передней, для обеспечения эффективности руля высоты рекомендуется увеличить скорость посадки. Ошибка в определении высоты начала выравнивания более 1—2 м, несоответствие высоте и скорости полета темп движения штурвала могут привести к высокому или низкому выравниванию.

При позднем обнаружении высокого выравнивания у неопытных пилотов может возникнуть стремление приземлить самолет отдачей штурвала от себя, что приводит к грубой посадке или опережающему касанию ВПП колесами передней опоры.

Для исправления низкого выравнивания движение штурвала на себя для создания самолету предпосадочного угла атаки должно быть таким, чтобы удерживать самолет на этой высоте и по мере гашения скорости и приближения самолета к земле создать предпосадочное положение. Слишком энергичное движение штурвала на себя с целью не допустить преждевременного касания ВПП может привести к взмыванию самолета, слишком замедленное — к грубому приземлению на

повышенной скорости. При обнаружении взмывания необходимо соразмерным движением штурвала задержать отход самолета от земли, по мере гашения скорости и снижения придать ему посадочное положение, главное отклоняя штурвал на себя.

Повышенная скорость на посадочной траектории, например при низком выравнивании и недостаточно энергичном движении штурвала на себя, может привести к приземлению с опережающим касанием колесами передней опоры. При последующем опускании на колеса основной опоры и обратном ходе амортизатора передней стойки увеличивается угол атаки до значений, при которых подъемная сила становится больше силы тяжести, и самолет взмывает. Стремление пилота приостановить взмывание приводит иногда к несоизмерной и несвоевременной отдаче штурвала от себя. Отдавая штурвал от себя, пилот не всегда учитывает, что из-за потери скорости эффективность руля высоты понижена и угол атаки самолета изменяется не так быстро, как хотелось бы. В результате самолет снижается с большей вертикальной скоростью, чем при первом касании ВПП. Взмывание повторяется, его необходимо парировать после первого отделения самолета от ВПП.

При заходе на посадку с повышенной скоростью, например при боковом ветре, необходимо особенно точно выполнить выравнивание и выдерживание, погасив вертикальную и горизонтальную составляющие скорости и создав посадочное положение самолета. Если приземление осуществляется с креном, то может произойти посадка на колеса одной основной опоры. При грубой посадке в этом случае может быть нарушена прочность конструкции, поэтому на участке выдерживания необходимо обращать внимание на своевременное парирование возможных кренов. Вероятность появления кренов возрастает при боковом ветре.

При посадке с боковым ветром несвоевременное устранение упреждения по курсу может привести к сносу самолета с оси ВПП (при раннем устранении упреждения по курсу) или возникновению бокового удара (при позднем устранении упреждения по курсу). Устранение сноса выполняется либо очень короткими поворотами штурвала для создания крена на наветренное крыло, либо созданием упреждения по курсу.

Это требует от пилота точных, расчетливых действий.

Приземление самолета с боковым ударом при сильном боковом ветре и скользкой ВПП может привести к боковому скольжению самолета по ВПП вследствие того, что боковая сила, действующая на самолет, превысит поперечную силу сцепления пневматиков с поверхностью ВПП. Это может быть причиной выкатывания самолета за пределы ВПП.

Дросселирование двигателей, включение реверсивного устройства тяги приводит к необходимости перебалансировки самолета, что при полете с малыми скоростями требует от пилота своевременных и точных управляющих воздействий.

Особенности устойчивости самолета при уходе на второй круг. С началом действий экипажа по уходу на второй круг возникают дополнительные моменты тангажа, связанные с переводом двигателей на взлетный режим, уборкой шасси, изменением углов отклонения механизации, отклонением руля высоты вверх для вывода самолета из снижения и перевода в набор высоты. Эти эволюции определяют ярко выраженное неустановившееся движение самолета и сложные нестационарные переходные процессы, связанные с перераспределением аэродинамической нагрузки на крыле и горизонтальном оперении, смещением фокуса и изменением статических и динамических характеристик устойчивости и управляемости. Опыт летной эксплуатации самолетов показывает, что совокупность факторов, изменяющих продольную устойчивость самолета, приводит, как правило, к ухудшению характеристик продольной устойчивости. В связи с этим нормами летной годности самолетов устанавливается не менее чем 10 %-ый запас продольной устойчивости.

Неточность пилотирования, сложная метеоситуация (турбулентность атмосферы, обледенение самолета), ошибки в определении реальной центровки могут привести к значительному уменьшению степени продольной статической устойчивости или даже к неустойчивости самолета.

Дополнительная литература

[2], с. 331—368; [5], с. 55—86; [9], с. 65—91, 136—166

Контрольные вопросы

1. Изобразите и объясните схему сил и моментов, действующих на самолет при движении на трех опорах.
2. Сравните влияние колес передней и основной опор на путевую устойчивость самолета при движении по ВПП.
3. Изобразите и объясните схему сил, действующих на самолет при движении по ВПП на колесах основных опор. Запишите уравнения движения.
4. Дайте обоснование влияния эксплуатационных факторов на характеристики продольной устойчивости самолета при движении по ВПП на колесах основных опор.
5. Охарактеризуйте типовые состояния ВПП, покрытой осадками, поясните природу явления гидроглиссирования и рекомендации по пилотированию.
6. Изобразите схему сил, действующих на самолет при движении по ВПП с боковым ветром. Объясните рекомендации по пилотированию.
7. Изобразите и объясните схему сил, действующих на самолет при заходе на посадку с боковым ветром и парировании сноса скольжением.
8. Изобразите и объясните схему сил, действующих на самолет при заходе на посадку с боковым ветром и парировании сноса предупреждением в курсе.
9. Назовите основные особенности устойчивости и управляемости самолета при уходе на второй круг, обоснуйте ограничение предельно задней центровки и рекомендации по пилотированию.
10. Объясните наиболее распространенные ошибки экипажа на посадке

Глава 14

КРИТИЧЕСКИЕ РЕЖИМЫ, ОСОБЫЕ УСЛОВИЯ И ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ

14.1. Особенности полета на больших углах атаки

Взаимовлияние продольного и бокового движения самолета. В предыдущих главах при изучении динамических свойств самолета мы считали, что изменение параметров продольного движения не приводит к изменению параметров бокового движения, и наоборот. Это позволило рассматривать продольное и боковое движения независимо одно от другого, что значительно упростило исследование устойчивости и управляемости самолета. Однако на некоторых режимах полета, например при полете на больших углах атаки, взаимовлияние продольного и бокового движений настолько значительно, что независимое рассмотрение этих движений приводит к большим ошибкам.

Причиной взаимовлияния продольного и бокового движений самолета является наличие аэродинамических, инерционных и кинематических перекрестных связей в этих движениях.

Аэродинамические перекрестные связи проявляются в том, что при изменении угла атаки и числа M полета запасы поперечной m_x^B и путевой m_y^B статической устойчивости изменяются. Например, у самолетов со стреловидным крылом с увеличением углов атаки степень поперечной статической устойчивости m_x^B увеличивается и уменьшается с увеличением числа M полета. С увеличением числа M уменьшается также степень путевой статической устойчивости и тем резче, чем на больших углах атаки проходит полет. Это приводит к изменению продольных и боковых аэродинамических моментов, действующих на самолет.

На больших углах атаки характер обтекания самолета воздушным потоком и его аэродинамические характеристики претерпевают существенные изменения. На углах атаки, близких к критическим, появляются местные срывы потока на крыле, которые при дальнейшем увеличении угла атаки развиваются. Это приводит к изменению характеристик продольного движения (скорости, угла наклона траектории, ускорения и т.п.). Как правило, срыв воздушного потока на полукрыльях несимметричный, что вызывает изменение параметров бокового движения (углов скольжения, крена, угловых скоростей и др.). В свою очередь изменение параметров бокового движения, например, угла крена и скольжения приводит к изменению параметров продольного движения.

Кинематические перекрестные связи обусловлены изменением и взаимным влиянием углов атаки и скольжения при энергичном вводе самолета во вращение вокруг продольной оси. Это взаимодействие ведет к периодическим изменениям углов атаки и скольжения. При таком движении носовая часть фюзеляжа будет описывать в простран-

ве некоторый конус, осью которого является вектор скорости центра масс самолета.

Инерционные перекрестные связи обусловлены наличием гироскопических моментов вращающихся частей (например, ротора двигателя) при повороте самолета относительно оси, не совпадающей с осью вращения ротора, а также наличием моментов инерции самолета относительно осей I_x , I_y и I_z . Значения моментов инерции зависят от разности массы относительно центра тяжести самолета.

Для транспортных самолетов, обладающих сравнительно небольшой маневренностью, малыми угловыми скоростями ω_x , ω_y , ω_z , наиболее существенное значение имеет взаимодействие продольного и бокового движений, которое на больших углах атаки может привести к сваливанию самолета, развитию самовращения и входу самолета в штопор. Вывод самолета из сваливания и штопора требует от пилота определенных, как правило, необычных приемов пилотирования.

Сваливание самолета на больших углах атаки. Транспортные самолеты совершают полеты обычно в небольшом эксплуатационном диапазоне углов атаки. Горизонтальный полет, набор высоты и снижение осуществляются на углах атаки $1-7^\circ$, а взлет и посадка обычно на углах атаки меньше 10° .

Выход самолета на большие углы атаки, близкие к критическим, является результатом воздействия восходящих потоков воздуха, отказов в системе управления, интенсивного обледенения или грубых ошибок экипажа. Пилот располагает четкой информацией о приближении самолета к недопустимым углам атаки. При этом он руководствуется либо естественными признаками, либо искусственно созданными. К естественным признакам можно отнести тряску конструкции или рычагов управления, покачивания самолета по крену, курсу и тангажу. Причинами этих явлений служат зарождающиеся местные срывы потока на несущих поверхностях. Естественные признаки можно считать предупреждающими, если они возникают при $\alpha \leq \alpha_{\text{доп}}$ и не пропадают при дальнейшем увеличении угла атаки.

При отсутствии четко выраженных естественных признаков или для их дублирования на самолете создаются искусственные предупреждающие признаки приближения к недопустимо большим углам атаки: искусственно возбуждаемая тряска штурвала управления, импульсные толчки штурвала вперед, звуковые сигналы.

Под **сваливанием** понимают возникшее в результате срыва потока на крыле произвольное аperiodическое или колебательное движение самолета относительно любой из трех его осей со сравнительно большими амплитудами угловых скоростей и (или) угловых ускорений, не парируемое без уменьшения угла атаки самолета.

Местные срывы потока на стреловидном крыле появляются на меньших углах атаки, но развиваются с меньшим темпом, чем на прямом (рис. 14.1, в). Местные срывы потока на стреловидном трапецевидном крыле с большим сужением начинаются в концевых сечениях, а на прямом и трапецевидном с малым сужением в корневых частях

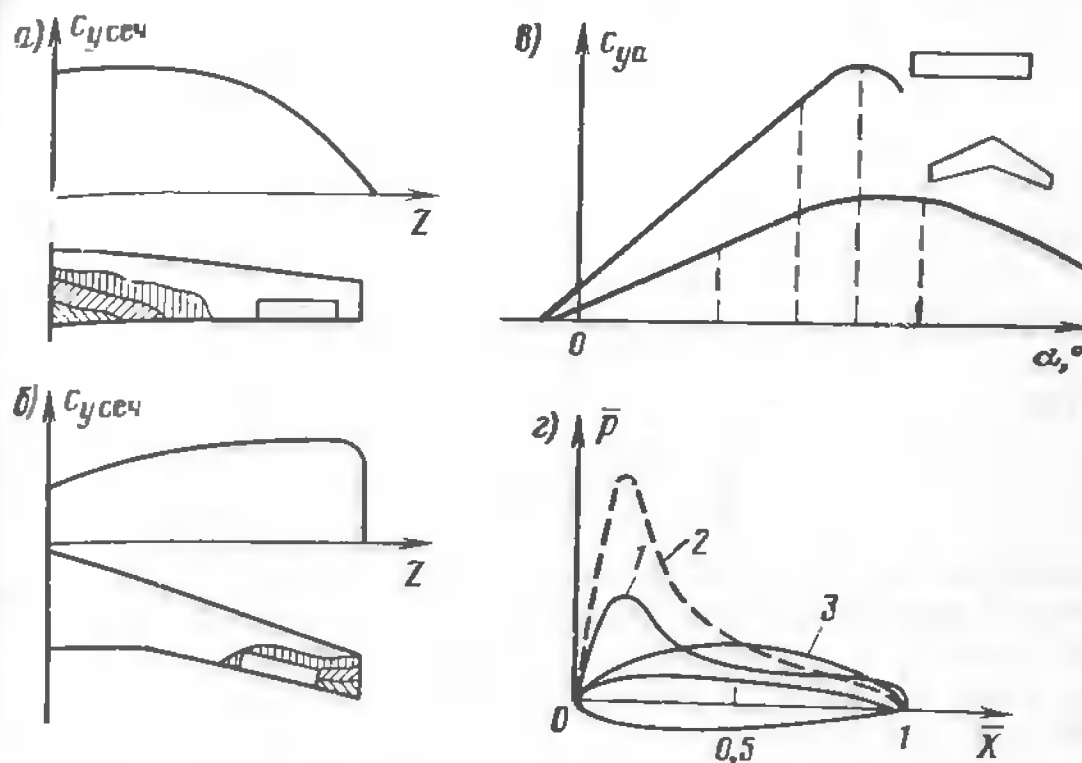


Рис. 14.1. Схема срыва потока на прямом (а) и стреловидном (б) крыле, зависимость $C_{y\alpha}$ (α) для прямого и стреловидного крыльев (в) и кривые распределения коэффициента давления по хорде прямого крыла при различных углах атаки (г):

1 — при летных углах ($\alpha < \alpha_{\text{кр}}$); 2 — при приближении к срыву; 3 — при срыве ($\alpha > \alpha_{\text{кр}}$)

(рис. 14.1, а, б). При срыве потока на прямом крыле из-за перераспределения аэродинамической нагрузки (рис. 14.1, г) центр давления крыла смещается назад, что приводит к образованию аэродинамического момента, направленного на уменьшение появившегося приращения угла атаки.

У самолетов со стреловидным крылом распределение аэродинамической нагрузки при срыве по сечению крыла такое же, но срыв потока с концевых сечений, отнесенных назад, приводит к смещению центра давления крыла вперед и появлению кабрирующего момента, снижению устойчивости по углу атаки.

Асимметрия распределения аэродинамической нагрузки на стреловидном крыле при скольжении (см. рис. 4.16) обуславливает большую склонность самолета со стреловидным крылом к сваливанию на крыло в отличие от самолета с прямым крылом, имеющим тенденцию при сваливании к опусканию носа. Скорость распространения срыва у самолета с прямым крылом выше, чем у самолета со стреловидным крылом, поэтому последний сваливается менее резко. Наличие угла скольжения при сваливании вызывает вращение относительно осей связанной системы координат.

Сваливание является следствием увеличения угла атаки и срыва воздушного потока с крыла, а не потери скорости. Однозначная связь

между скоростью и углом атаки имеется только в установившемся полете. При неустановившемся движении, например при выполнении маневра с перегрузкой, сваливание может произойти на скорости, значительно большей, чем скорость сваливания V_c в установившемся прямолинейном горизонтальном полете. Действительно, так как $n_{ya} = Y_a/G$, то $Y_a = Gn_{ya}$. При угле атаки сваливания α_c последнее выражение примет вид

$$c_{y\alpha} c \frac{\rho V^2}{2} S = Gn_{ya},$$

откуда

$$V_c = \sqrt{\frac{2Gn_{ya}}{c_{y\alpha} c \rho S}} = V_{c.п.с} \sqrt{n_{ya}}. \quad (14.1)$$

Из формулы (14.1) следует, что при $n_{ya} > 1$ скорость полета при выполнении маневра в вертикальной плоскости может намного превышать скорость $V_{c.п.с}$ (пропорционально $\sqrt{n_{ya}}$). При этом угол атаки будет равен α_c , что как раз и обусловит срыв воздушного потока с крыла и сваливание.

У стреловидного крыла в отличие от прямого элероны находятся в зоне концевго срыва, что приводит к снижению их эффективности.

Значительное влияние на поведение самолета при сваливании оказывает характер обтекания горизонтального оперения. При полете на больших углах атаки за крылом образуется турбулентный поток. На малых углах атаки, а также при увеличении угла атаки до значений $\alpha_{доп}$ низко расположенное горизонтальное оперение находится в турбулентном потоке от крыла, эффективность горизонтального оперения понижена, потребные расходы руля высоты сравнительно велики (рис. 14.2, а). При дальнейшем увеличении угла атаки до α_c горизонтальное оперение выходит из зоны турбулентности, его эффективность и степень продольной статической устойчивости повышаются.

У самолетов с высоко расположенным горизонтальным оперением эффективность горизонтального оперения сохраняется вплоть до режима сваливания, так как горизонтальное оперение находится вне турбулентного потока от крыла (рис. 14.2, б). В момент сваливания оно входит в турбулентный поток от крыла, эффективность его резко ухудшается. Подъемная сила на горизонтальном оперении уменьшается, что приводит к увеличению кабрирующего момента, появляется неустойчивость самолета по перегрузке (угол наклона кривой $m_z(c_{ya})$ становится положительным). В результате самолет углубляется в область срыва потока. Уменьшение эффективности горизонтального оперения при попадании его в турбулентный поток от крыла затрудняет вывод самолета из сваливания.

Характер сваливания самолета в большой степени зависит от высоты и числа M полета. По мере увеличения числа M изменяется распределение давления по поверхности крыла, увеличиваются коэффициент

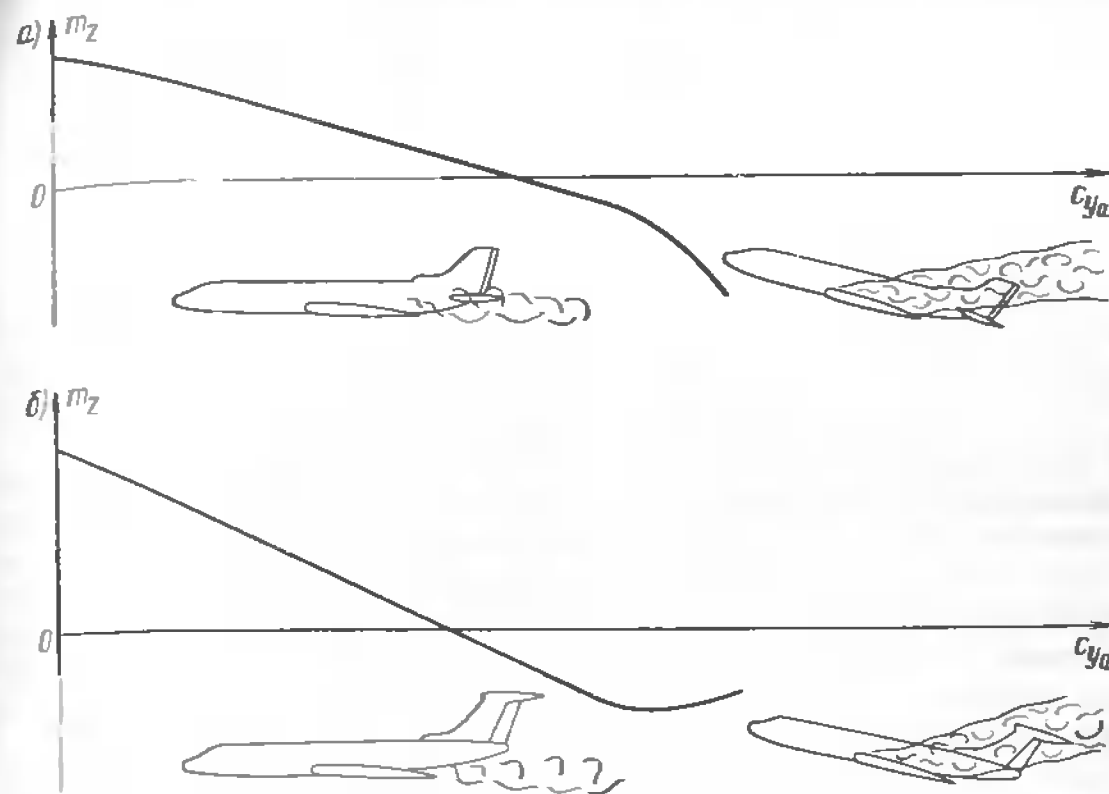


Рис. 14.2. Характер обтекания низко расположенного (а) и высоко расположенного (б) оперения при выходе на большие углы атаки

подъемной силы, градиент давления на верхней поверхности крыла и толщина пограничного слоя, что приводит к срыву потока на крыле при существенно меньших углах атаки. Например, для самолета Ту-134 при $M = 0,6$ местные срывы потока начинаются на угле $\alpha = 11^\circ$, а при $M = 0,82$ — на угле $\alpha \approx 5^\circ$. При этом срыв потока на крыле распространяется несимметрично. На больших высотах и числах M из-за местных срывов потока наблюдаются покачивания самолета с крыла на крыло, а также колебания по курсу, что является естественным признаком приближения к опасным режимам полета. Сваливание протекает более энергично на малых высотах. Например, на высоте 1 км угловые скорости ω_x и ω_y при сваливании в 2—4 раза больше, чем на высоте 10 км.

Чтобы не допустить сваливания самолета, пилот должен принять меры, рекомендованные Руководством по летной эксплуатации самолета. Если сваливание произошло, то для вывода самолета из этого режима необходимо уменьшить угол атаки. Парировать кренение и сваливание отклонением элеронов и руля направления недопустимо, так как это не только не дает эффекта, но и опасно возможностью ввода самолета в штопор. При полете на больших углах атаки, изменяющихся во времени, необходимо учитывать явление аэродинамического гистерезиса (рис. 14.3). Суть его состоит в том, что при одном и том же угле атаки α аэродинамические характеристики самолета оказываются

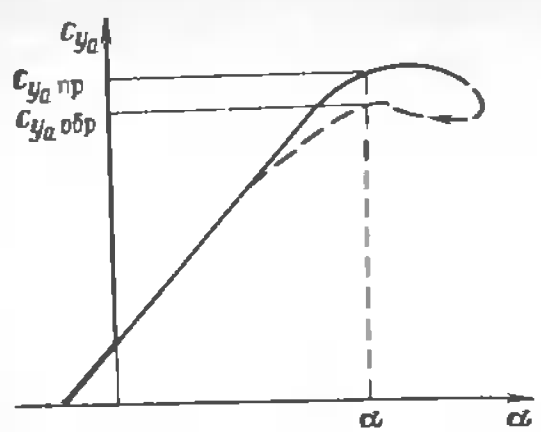


Рис. 14.3. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки: — прямой ход; --- обратный ход

занимой системы координат (входить в штопор). Это связано с особым свойством крыла, называемым *самовращением*, или *авторотацией*. Предположим, что самолет выполняет полет на докритическом угле атаки α_1 и под действием некоторого возмущения начал крениться с угловой скоростью ω_x . Тогда в некотором сечении опускающегося полукрыла, находящемся на расстоянии z от оси OX , угол атаки увеличится на величину $\Delta\alpha \approx \omega_x z / Y$, а в симметричном сечении поднимающегося полукрыла — уменьшится на ту же величину (рис. 14.4). Так как на докритических углах атаки большему углу атаки соот-

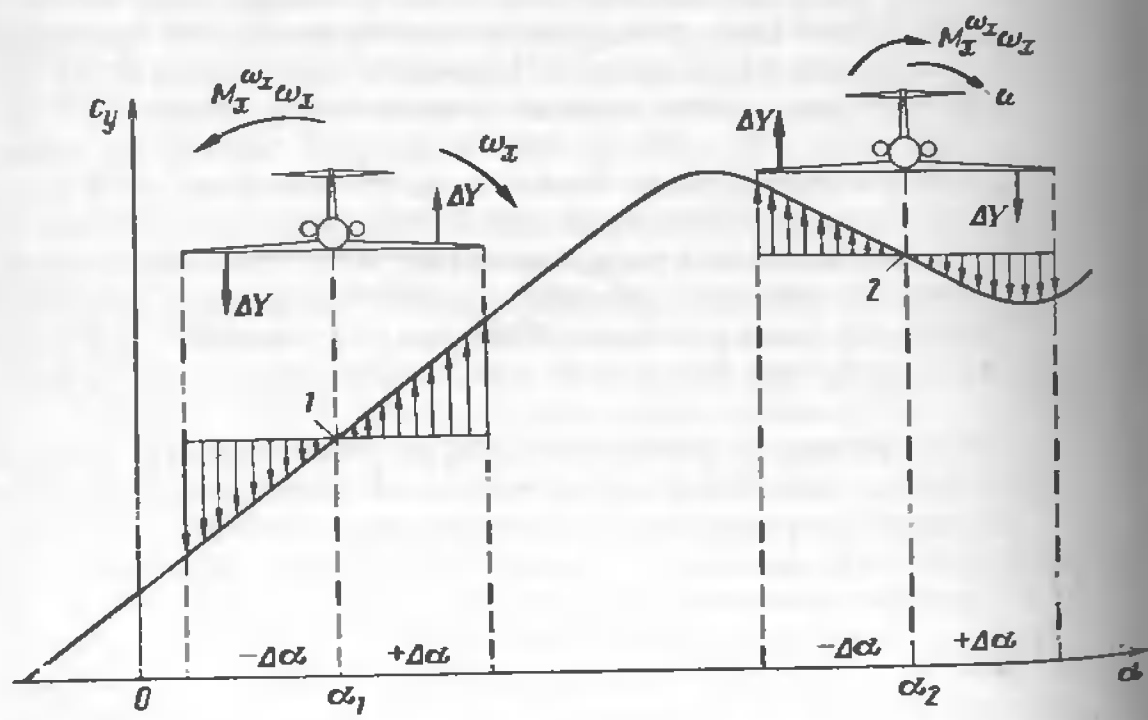


Рис 14.4. Влияние угла атаки на момент $M_x^{\omega_x \omega_z}$ крыла:

1 — демпфирование; 2 — самовращение

различными в зависимости от направления выхода на требуемый угол атаки: от больших углов к меньшим (обратный ход) или от малых углов к большим (прямой ход). Чем больше скорость изменения угла атаки, тем шире петля гистерезиса, тем сильнее отличаются аэродинамические характеристики при прямом и обратном ходе.

Самовращение крыла на больших углах атаки. При определенных условиях летной эксплуатации самолет способен входить в режим устойчивого вращения относительно одной или нескольких осей свя-

ветствует большее значение коэффициента нормальной аэродинамической силы C_y сечения, то на опускающемся полукрыле будет действовать большая нормальная сила ΔY , а на поднимающемся — меньшая. В результате возникает демпфирующий момент крена $M_x^{\omega_x} \omega_x$, препятствующий начавшемуся вращению самолета вокруг оси OX .

Если полет выполняется на закритическом угле атаки α_2 , то крене с угловой скоростью ω_x , как и на докритических углах атаки, приводит к увеличению углов атаки в сечениях опускающегося полукрыла и уменьшению углов атаки на ту же величину в сечениях поднимающегося полукрыла. Но на закритических углах атаки из-за срыва воздушного потока на опускающемся полукрыле большему углу атаки соответствует меньшее значение коэффициента нормальной силы. В результате возникнет аэродинамический момент крена $M_x^{\omega_x} \omega_x$, направление которого совпадает с направлением начальной угловой скорости. Под действием этого момента угловая скорость ω_x будет расти до тех пор, пока не сравняются коэффициенты нормальной силы правого и левого полукрыльев. В этом случае вращение будет установившимся ($\omega_x = const$).

Таким образом, на закритических углах атаки в результате действия малого начального возмущения крыло входит в режим самовращения (авторотации).

Для определения режимов самовращения проводится трубный эксперимент, на основании которого строится диаграмма самовращения (характеристика самовращения), показывающая установившуюся скорость самовращения $\omega_{уст}$ (рис. 14.5). Штриховой линией показаны режимы неустойчивого самовращения. Для некоторого угла атаки α_1 возможны две угловые скорости установившегося самовращения ω_{x1} и ω_{x2} . На практике реализуется обычно большая из них (ω_{x2}).

Значительное влияние на характеристики самовращения оказывает скольжение. Скольжение на опускающееся полукрыло называется *внутренним*, а на поднимающееся — *внешним*. Так как срыв потока более интенсивно развивается на отстающем полукрыле, то при скольжении на внутреннее полукрыло возникает дополнительный момент, препятствующий вращению, а при внешнем скольжении — способствующий вращению. Поэтому скорость установившегося самовращения при скольжении на внешнее

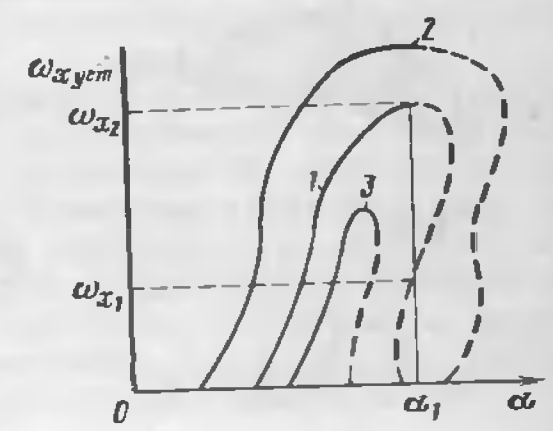


Рис. 14.5. Характеристики самовращения прямого крыла:

1 — скольжение отсутствует; 2 — внешнее скольжение; 3 — внутреннее скольжение

крыло (рис. 14.5, кривая 2) больше, чем при внутреннем скольжении. Стреловидное крыло имеет ряд существенных особенностей самовращения, которые определяются характером срыва потока и более сильным влиянием скольжения. Основные из них следующие:

самовращение может начаться на углах атаки значительно меньше критических, особенно при наличии скольжения;

взаимное влияние углов атаки и скольжения обуславливает изменение зон отрыва на крыле и сложный характер поведения стреловидного крыла на больших углах атаки (рис. 14.6);

в зависимости от положения зон отрыва на полукрыльях изменяется скорость самовращения как по значению, так и по направлению; в некотором диапазоне закритических углов атаки самовращение

вообще не возникает или наступает только при больших начальных скоростях вращения.

Поведение самолета на больших углах атаки значительно сложнее, чем изолированного крыла, что объясняется интерференцией частей самолета и разнообразием возможных эволюций самолета в воздухе по сравнению с изолированным крылом или моделью самолета, установленной в аэродинамической трубе.

Штопор. Способность крыла к самовращению является основной причиной штопора самолета. Штопором называется движение самолета по крутой спирали, возникающее при полете на больших углах атаки, сопровождающееся вращением вокруг всех трех осей и частичной или полной потерей управляемости.

Долгое время причины входа самолета в штопор оставались неизвестными, поэтому не были отработаны и методы вывода из штопора. Первая удачная попытка преднамеренного ввода самолета в штопор и вывода из штопора была предпринята русским летчиком К. К. Арцеуловым в 1916 г. Из-за сложности явлений, сопровождающих штопор, долгое время не удавалось теоретически разрешить

проблему штопора. Только в конце 20-х годов проф. В. С. Пышновым было установлено, что причиной штопора является самовращение (авторотация) крыла. Теоретические исследования В. С. Пышнова и экспериментальные полеты летчиков-испытателей М. М. Громова, В. А. Степаиченка, В. П. Чкалова и других позволили отработать методы управления самолетом в штопоре.

Большинство транспортных самолетов при сваливании опускает нос. При этом уменьшается угол атаки. Срыв самолета в штопор — следствие отказов или грубых ошибок в пилотировании и встречается в практике летной эксплуатации сравнительно редко.

Различают устойчивый и неустойчивый штопор. Для неустойчивого характерны значительные изменения углов атаки, крена, тангажа и скольжения, а также значений и знака угловых скоростей ω_x и ω_y . В устойчивом штопоре знаки величин ω_x и ω_y остаются неизменными, а их значения могут изменяться. Устойчивый штопор, в котором ω_x и ω_y остаются практически неизменными, называется установившимся. В установившемся штопоре самолет движется по вертикальной спирали. Штопор, протекающий при положительных закритических углах атаки, называется *нормальным*; штопор, выполняемый при отрицательных закритических углах, — *перевернутым*.

Взаимодействие аэродинамических и инерционных сил и моментов, а также неправильное вмешательство пилота в управление может привести к резким изменениям параметров движения самолета в штопоре, к выходу на большие закритические и малые докритические углы атаки, к прекращению вращения, переходам из штопора одного направления в штопор другого направления, появлению движения самолета типа падения «листом». Непредвиденный штопор самолета возможен при выходе на большие углы атаки с последующим сваливанием. Сваливание самолета не означает неизбежного попадания самолета в штопор. Исправный самолет входит в штопор только в том случае, если неправильными действиями пилота самолет введен в режим самовращения.

При одновременном вращении самолета по крену и курсу возникает мощный инерционный момент, увеличивающий угол атаки. С течением времени этот момент может уравновеситься пикирующим, возникающим вследствие изменения приращения подъемной силы при увеличении угла атаки и изменения положения точки ее приложения. Опасность попадания самолета в штопор заключается в первую очередь в большой потере высоты от момента входа в штопор до момента выхода. Выполнение строго определенных, своевременных и энергичных действий со стороны пилота обеспечивает надежный вывод самолета из штопора.

При попадании в штопор пилот должен прежде всего определить направление штопора (правый или левый). В условиях хорошей видимости направление вращения определяется относительно земной поверхности по плоскости горизонта. При отсутствии достаточной видимости плоскости горизонта направление вращения определяют по

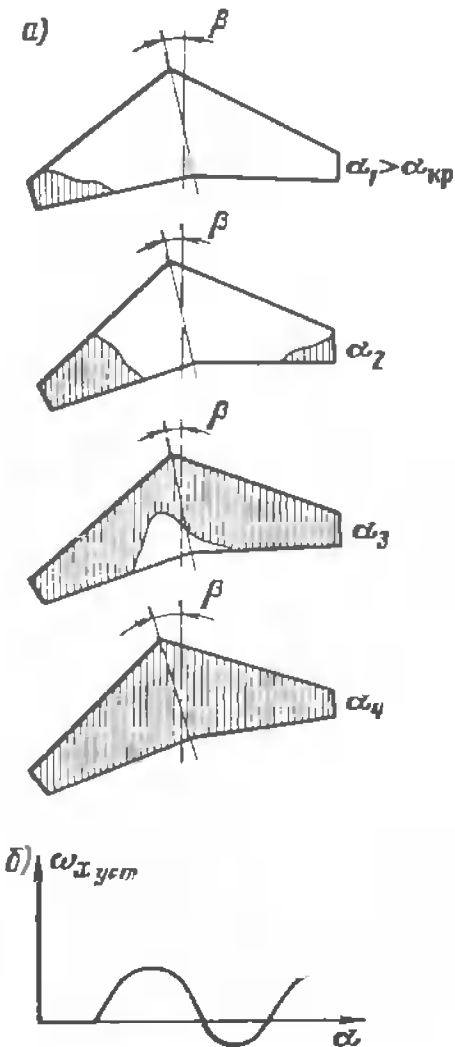


Рис. 14.6. Влияние углов скольжения и атаки на положение зон отрыва стреловидного крыла (а) и характеристика самовращения (б)

приборам. Например, при правом штопоре авиагоризонт показывает правый крен, указатель поворота — поворот самолета вправо, шарик указателя скольжения отклонен в сторону, противоположную крену. Курсовые приборы при штопоре показывают непрерывное изменение курса, вариометр и высотомер — снижение. Чтобы вывести самолет к штопора, необходимо прекратить самовращение, уменьшить угол атаки и перевести самолет в режим снижения, из которого перевести его в горизонтальный полет.

Чтобы прекратить самовращение, необходимо уменьшить угол атаки, но так как руль высоты находится в турбулизированной зоне и, как крыло, — на закритических углах атаки, то его эффективность понижена, поэтому даже при полном отклонении штурвала от себя не удастся парировать инерционный момент и вывести самолет на меньшие углы атаки. Для уменьшения инерционного момента необходимо уменьшить угловые скорости вращения ω_x и ω_y . Пользоваться элеронами не только бесполезно, но и опасно, так как на больших углах атаки они находятся в зоне срыва и поэтому неэффективны для создания момента крена. Кроме того, при отклонении элеронов изменяется лобовое сопротивление полукрыльев и создается момент M_y , который может привести к внутреннему или внешнему скольжению.

Наиболее надежное и эффективное средство прекращения вращения — отклонение руля направления. Поэтому для вывода самолета из нормального штопора необходимо отклонить руль направления против штопора (влево при правом штопоре, вправо при левом штопоре). Через 0,5—3 витка, удерживая элероны в нейтральном положении, необходимо отдать штурвал полностью от себя. После прекращения вращения все рули следует поставить в нейтральное положение и после достаточного увеличения скорости плавно перевести самолет в горизонтальный полет. Особенности вывода из штопора конкретного типа самолета приводятся в Руководстве по летной эксплуатации.

14.2. Полет в усложненных условиях

Полет при обледенении. Обледенением называется отложение льда на обтекаемых воздушным потоком поверхностях самолета. Раньше всего пилот замечает образование льда на остеклении кабины. Практика летной эксплуатации показывает, что наиболее вероятно обледенение при температурах $0 \div -10^\circ \text{C}$ и ниже и на высотах меньше 500 м. При очень низких температурах ($-30 \div -40^\circ$) обледенение не возникает.

Современные транспортные самолеты оборудованы достаточно надежными противообледенительными системами, способными предотвратить обледенение на любых режимах полета. Несвоевременное включение противообледенительной системы, ее отказы, экстремальные условия эксплуатации могут привести к обледенению самолета. Образование той или иной формы льда (рис. 13.7) зависит от метеорологических условий, особенностей работы противообледенительной системы,

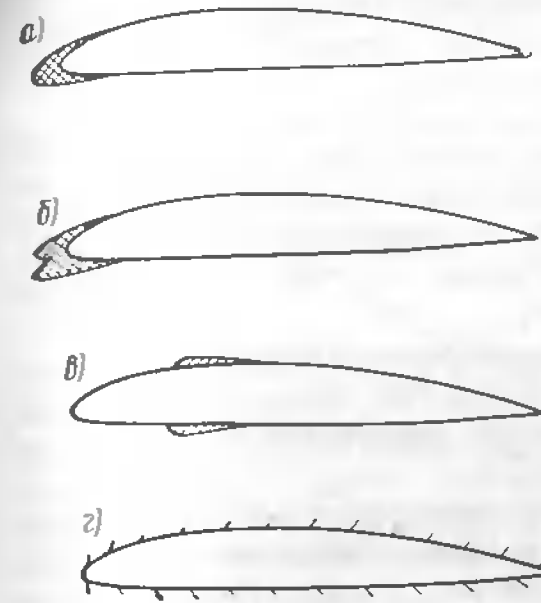


Рис. 14.7. Характерные формы льда на крыле и оперении:

а — клиновидный; б — рогообразный (корытообразный); в — барьерный; г — изморозь

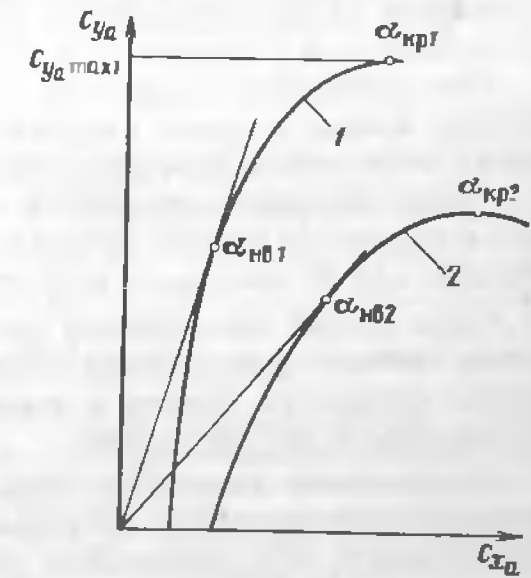


Рис. 14.8. Поляры самолета, не обледеневшего в полете (1), и при обледенении (2)

мы, состояния поверхности самолета. В атмосфере, содержащей крупные капли переохлажденной воды, при температурах $0 \div -5^\circ$ вероятно образование прозрачного льда клиновидной и корытообразной (рогообразной) формы (рис. 14.7, а, б). При более низких температурах лед матовый, и интенсивность его образования понижена. При работе противообледенительной системы в экстремальных метеорологических условиях или при неправильной ее эксплуатации возможно образование барьерного льда (рис. 14.7, в), когда капли воды сползают с обогреваемой части профиля и замерзают за ее пределами. При низких температурах и небольшой влажности атмосферы обледенение проявляется в виде изморози (рис. 14.7, г).

Обледенение ухудшает аэродинамические, летно-технические характеристики самолета, а также характеристики устойчивости и управляемости. Оно приводит к искажению форм несущих поверхностей, увеличению их шероховатости, утолщению пограничного слоя, повышению его турбулизации, более раннему появлению местных срывов потока. В результате коэффициент подъемной силы самолета уменьшается, лобовое сопротивление увеличивается, критический угол атаки и угол атаки тряски уменьшаются, аэродинамическое качество снижается. Это хорошо видно из сравнения поляр самолета (рис. 14.8). В результате снижения аэродинамического качества самолета при обледенении увеличиваются потребные тяга и скорость полета.

В результате обледенения входных кромок воздухозаборников, двигателей, лопаток вентилятора и лопастей воздушного винта снижаются располагаемая тяга и мощность силовой установки, ухудшаются

летно-технические характеристики самолета. Обледенение входных устройств двигателей опасно возможностью попадания отколовшихся кусков льда в двигатель и его повреждением.

При обледенении самолета с прямым крылом и появлении местных срывов потока с крыла на углах атаки самолета ($\alpha \geq \alpha_{\text{ТР}}$) срыва потока с горизонтального оперения не происходит. Уменьшение вследствие срыва потока пикирующего момента, создаваемого крылом, приводит к смещению фокуса по углу атаки назад и к увеличению запаса статической устойчивости по углу атаки.

Срыв потока на концевых частях стреловидного крыла при обледенении смещает фокус крыла вперед. В результате фокус по углу атаки также смещается вперед и соответственно уменьшается статическая устойчивость по углу атаки.

Скольжение самолета на крыло обуславливает развитие несимметричного срыва потока с полукрыльев и повышает вероятность сваливания самолета на сравнительно небольших углах атаки. При движении самолета по кругу возникает необходимость в уменьшении скорости полета для выпуска механизации и захода на посадку. При этом увеличивается угол атаки крыла и повышается вероятность сваливания.

Угол атаки горизонтального оперения определяется алгебраической суммой углов $\alpha_{\text{г.о}} = \alpha + \varphi_{\text{г.о}} - \varepsilon$, откуда следует, что чем меньше угол атаки крыла α и чем больше угол скоса воздушного потока ε , измеренный у горизонтального оперения, тем больше отрицательный угол атаки $\alpha_{\text{г.о}}$. При обледенении горизонтального оперения уменьшается его критический угол атаки $\alpha_{\text{кр.г.о}}$. Если при отсутствии льда угол $\alpha_{\text{кр.г.о}}$ оперения с симметричным профилем равен примерно -16° , а отрицательный эксплуатационный угол атаки не превышает 9° , то запас по углу атаки до угла атаки начала срыва достаточно велик. При сильном обледенении горизонтального оперения отрицательный критический угол атаки уменьшается ($-9 \div -10^\circ$) и становится близким к эксплуатационному.

Выпуск закрылков приводит к увеличению угла скоса потока ε и к увеличению отрицательного угла атаки $\alpha_{\text{г.о}}$. Значительное увеличение отрицательного угла атаки $\alpha_{\text{г.о}}$ вследствие увеличения скоса потока наблюдается у самолетов с низко расположенным горизонтальным оперением при выпуске закрылков на повышенной скорости и при больших углах отклонения закрылков. При прочих равных условиях угол скоса потока на высоко расположенном оперении меньше, чем на низко расположенном.

Увеличению угла атаки горизонтального оперения способствует вращение самолета вокруг центра масс, вызванное отдачей штурвала от себя, поскольку при вращении на горизонтальное оперение сверху набегают дополнительный воздушный поток. Срыв воздушного потока на горизонтальном оперении приводит к резкому уменьшению подъемной силы $Y_{\text{г.о}}$ и балансирующего аэродинамического момента $Y_{\text{г.о}} L_{\text{г.о}}$, к смещению фокуса по углу атаки вперед, уменьшению

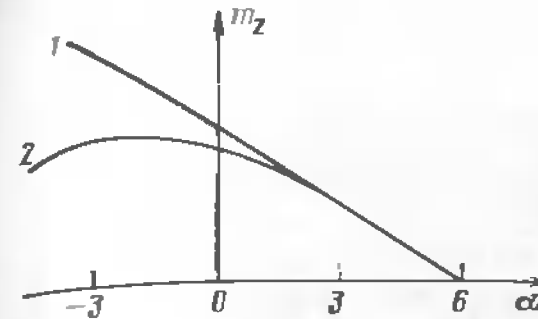


Рис. 14.9. Зависимость коэффициента аэродинамического момента тангажа от угла атаки крыла в нормальных условиях (1) и при обледенении (2)

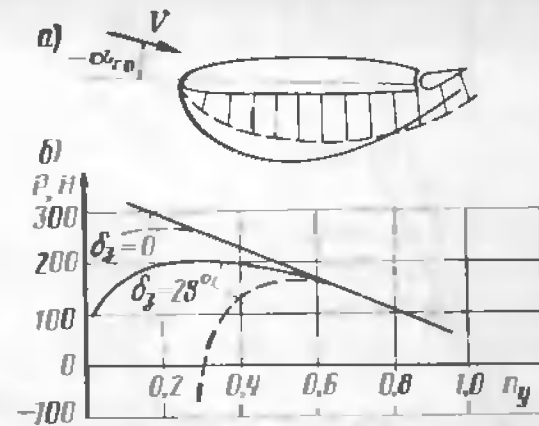


Рис. 14.10. Перераспределение давления на горизонтальном оперении при срыве воздушного потока (а) и зависимость усилий на штурвале от нормальной перегрузки при обледенении (б). Штриховые линии соответствуют срыву потока

запаса статической устойчивости по углу атаки и появлению пикирующего момента.

Вращение самолета на пикирование, являющееся результатом срыва потока с горизонтального оперения и сопровождающееся потерей высоты, получило название клевка. Уменьшение угла атаки приводит к соответствующему изменению коэффициента момента тангажа (рис. 14.9). Так как угол атаки горизонтального оперения отрицателен, то при уменьшении угла атаки крыла и увеличении угла скоса потока срыв происходит с нижней поверхности горизонтального оперения. При этом наблюдаются перераспределение давления и разрежение в области руля высоты (рис. 14.10, а). Это вызывает изменение усилий на штурвале. Вместо привычного сопротивления перемещению штурвала при движении его на себя возникают тянущие усилия, развивается так называемый «подхват» руля высоты, способствующий развитию клевка (рис. 14.10, б).

Для предотвращения срыва потока с горизонтального оперения при обледенении РЛЭ самолетов с низкорасположенным горизонтальным оперением рекомендуется: не превышать установленные скорости полета; выпуск и уборку механизации крыла совершать импульсами на угол, меньший, чем при посадке в нормальных условиях, и на скоростях, не превышающих допустимые; осуществлять плавное пилотирование, не допуская резких движений штурвалом, особенно от себя, из-за опасности увеличения отрицательного угла атаки $\alpha_{\text{г.о}}$.

Для обеспечения запаса по углу атаки до срыва потока на крыле целесообразны увеличение скорости полета (уменьшение полетных углов атаки) и более полный выпуск механизации крыла. При обледенении стабилизатора указанные факторы способствуют увеличению отрицательного угла атаки горизонтального оперения и срыву потока.

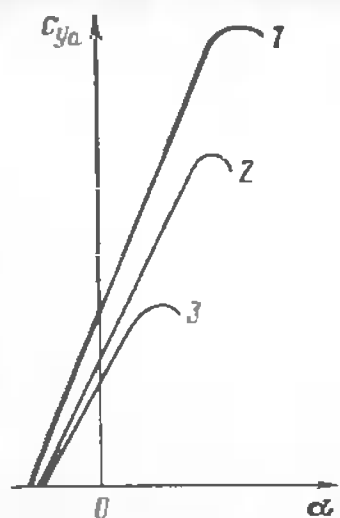


Рис. 14.11. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки:

1 — необледеневший самолет; 2 — 90% поверхности самолета покрыто слоем инея толщиной 0,5 мм; 3 — 90% поверхности покрыто слоем инея толщиной 0,1 мм

с вертикального оперения уменьшаются, возможно явление «забегания» педали и перекompенсации руля направления. В связи с этим РЛЭ накладываются ограничения по углу скольжения.

Обледенение самолета, стоящего на земле, называется *наземным обледенением*. В зависимости от погодных условий его поверхности могут покрываться слоем инея, льда, замерзшего и рыхлого снега. При этом ледяные отложения располагаются несимметрично по поверхности самолета.

Обледенение приводит к ухудшению аэродинамических характеристик самолета (рис. 14.11), к уменьшению коэффициента c_{ya} на всех углах атаки, к увеличению c_{xa} , к уменьшению критического угла атаки. В результате ухудшаются взлетные характеристики самолета (увеличивается потребная скорость отрыва, уменьшаются избыток тяги, ускорение на разбеге и увеличивается длина разбега). Анализ влияния наземного обледенения на взлетные и аэродинамические характеристики самолета позволил выработать следующие рекомендации экипажу:

недооценка опасности наземного обледенения, стремление обеспечить регулярный вылет во что бы то ни стало — недопустимы;

никогда не следует рассчитывать на то, что обледенение будет разрушено от тряски самолета при рулении или под действием встречного воздушного потока. Перед взлетом самолет должен быть очищен от льда;

контроль за состоянием поверхности необходимо проводить вплоть до исполнительного старта, даже если самолет был обработан противо-

При одновременном обледенении крыла и горизонтального оперения экипаж должен строго выполнять рекомендации РЛЭ, в частности по выдерживанию скорости полета.

Обледенение передней кромки крыла ухудшает поперечную устойчивость и управляемость самолета. Скольжение вызывает несимметричное перераспределение давления на крыле и горизонтальном оперении и может привести к неожиданному сваливанию. При безбустерном управлении элеронами усиления на штурвале могут стать непривычными для пилота, возможен «захват» элеронов — явление, по своей природе аналогичное «подхватыванию» руля высоты.

При обледенении вертикального оперения срыв потока с его поверхности возможен при сравнительно небольших углах скольжения. Срыв потока приведет к смещению фокуса по углу скольжения вперед, к уменьшению, а иногда и к потере путевой устойчивости самолета. Усилия на педалях при срыве потока

обледенительной жидкостью, поскольку время ее предохраняющего действия ограничено:

следует избегать попадания самолета под струи двигателей других самолетов, особенно при наличии на рулевых дорожках снега и слякоти.

Особенности полета в болтанку. Турбулентные зоны в атмосфере имеют сравнительно небольшую толщину, но значительную протяженность. При построении маршрута и выборе эшелона необходимо учитывать зоны турбулентности с тем, чтобы сократить время нахождения в них.

При воздействии восходящего порыва, имеющего скорость W , и постоянном угле ν угол атаки самолета увеличивается на величину $\Delta\alpha$ (см. рис. 6.15). Это может привести либо к выходу на недопустимо большие углы атаки $\alpha + \Delta\alpha \geq \alpha_{доп}$ при полете на малых скоростях, либо к недопустимому увеличению нормальной перегрузки $n_y + \Delta n_y \geq n_{yдоп}$ при полете на больших скоростях. Последнее объясняется тем, что с увеличением скорости полета V при неизменной скорости порыва W приращение угла атаки $\Delta\alpha$ уменьшается, но приращение нормальной перегрузки пропорционально произведению скоростей VW (6.38).

Изменение нормальной перегрузки при полете в турбулентной атмосфере носит случайный характер, а отрицательные и положительные приращения перегрузки имеют один порядок. Отрицательные приращения перегрузки действуют на экипаж и пассажиров более неблагоприятно, чем положительные. Предельно допустимым значением перегрузки в болтанку из условия обеспечения комфорта пассажиров является перегрузка $|\Delta n_y| \leq 0,5$. Слабая болтанка $0,002 \leq |\Delta n_y| \leq 0,2$ вызывает у отдельных пассажиров неприятные ощущения; умеренная $0,21 \leq |\Delta n_y| \leq 0,5$ — неприятные ощущения; умеренная $0,21 \leq |\Delta n_y| \leq 0,5$ — неприятные ощущения у значительной части пассажиров и затрудненность хождения по салону; сильная $0,51 \leq |\Delta n_y| \leq 1$ — болезненные явления у большинства пассажиров, хождение по салону не только затруднено, но и опасно из-за возможности травмирования.

Пилотирование самолета в условиях слабой и умеренной болтанки не представляет сложности на рекомендованных РЛЭ скоростях, как в автоматическом, так и ручном режиме управления. Зоны, в которых возможна сильная болтанка, следует обходить, а при попадании в них необходимо оценить обстановку и выйти из зоны сильной болтанки. При попадании в зону очень сильной болтанки $|\Delta n_y| > 1$ необходимо выключить автопилот и выход из зоны болтанки выполнять в режиме ручного управления, строго выдерживая рекомендованные скорости полета, парнюя только сильные броски.

Увеличение нормальной перегрузки до предельно допустимых эксплуатационных значений n_y^2 может произойти в условиях очень сильной болтанки, например при попадании самолета в область грозовой

деятельности. Значения n_y^3 для самолетов с различной полетной массой, а также диапазон скоростей полета в болтанку приведены в технических описаниях самолета. Необходимо помнить, что превышение значения n_y^3 более вероятно на малых высотах и больших скоростях полета, а превышение допустимых углов атаки $\alpha_{доп}$ — на больших высотах. Поэтому при попадании в болтанку на больших высотах рекомендуется уменьшить высоту полета, а при попадании в болтанку на малых высотах — уменьшить скорость до рекомендованных РЛЭ значений.

В кучево-дождевых, особенно в грозовых, облаках скорость вертикальных порывов достигает 30–50 м/с. Вход в грозовые облака запрещен не только в связи с опасностью попадания в сильный порыв, но и в связи с опасностью поражения самолета молнией. Попадание самолета в область грозовой деятельности может сопровождаться нарушением работы высотомеров, указателей скорости, высотомеров из-за сильного искажения обтекающих самолет воздушных потоков турбулентностью. В этих условиях заданный режим полета следует поддерживать обеспечением постоянства режима работы силовой установки и выдерживанием угла тангажа по авиагоризонту.

С увеличением полетной массы (загрузки) самолета уменьшается приращение нормальной перегрузки (6.28), уменьшается ощущение болтанки. Однако это не значит, что повышается безопасность полетов. Увеличение полетной массы приводит к росту нагрузки на элементы конструкции, и допустимая эксплуатационная перегрузка уменьшается.

Кроме восходящих и нисходящих порывов, на самолет могут действовать несимметричные горизонтальные порывы, которые изменяют угол скольжения. Статически устойчивый самолет реагирует на порыв креном на противоположное полукрыло и разворотом навстречу порыву. В этом случае начальное возмущение, вызванное горизонтальным боковым порывом, характеризуется углом скольжения $\Delta\beta$, вызывает боковую перегрузку

$$\Delta n_z = \frac{z^{\beta} \Delta\beta}{G} = \frac{z^{\beta}}{G} \frac{W_z}{V} \quad (14.2)$$

Большие боковые порывы ветра могут привести к значительным изменениям углов крена, курса, скольжения, а при отказах автоматов демпфирования и автоматов устойчивости на больших высотах — к ухудшению или потере устойчивости и управляемости.

Особенности полета самолета при попадании в спутный след впереди летящего самолета. Летящий самолет оставляет за собой область возмущенного воздуха, называемую *спутным следом*. Он образуется реактивной струей от двигателей, пограничным слоем, стекающим с поверхности самолета и вихревыми концевыми жгутами. Реактивные струи от двигателей представляют собой нагретый газ, который бы-

стро смешивается с окружающими массами воздуха и на расстоянии 100–200 м за самолетом практически рассеивается.

Пограничный слой, сбегаящий с поверхности крыла, фюзеляжа, оперения, представляет собой турбулизированную зону, имеющую небольшую интенсивность. На расстоянии 50–150 м за самолетом этот след размывается. Основная доля спутного следа создается двумя мощными вихревыми концевыми жгутами, образующимися за крылом вследствие перетекания воздушных масс из зоны повышенного давления (под крылом) в зону пониженного давления (над крылом), образования системы свободных вихрей, индуцирующих поле скоростей V_y , направленных по нормали к вектору скорости. Дальний спутный след самолета — это два мощных вихревых концевых жгута (рис. 14.12). Расстояние между осями вихревых жгутов равно примерно 80 % размаха крыла. Вихревые концевые жгуты распространяются с некоторым принижением. Интенсивность каждого из вихревых жгутов, согласно теореме Жуковского, можно выразить циркуляцией скорости Γ_0 . Для практических расчетов принимают распределение циркуляции вдоль размаха крыла эллиптическим, тогда

$$\Gamma_0 = \frac{mg}{0.785\rho lV} \quad (14.3)$$

Из зависимости (14.3) следует, что интенсивность спутного следа увеличивается с уменьшением полетной массы самолета, с уменьшением плотности воздушной среды, скорости полета и размаха крыла.

Диаметр наиболее активной зоны вихревых жгутов сохраняется практически неизменным в течение 30–50 с, затем начинает постепенно увеличиваться и через 80–130 с он увеличивается в 2–3 раза. Через 140–180 с вихревые жгуты распадаются и воспринимаются позади летящим самолетом как турбулентность слабой интенсивности. Например, транспортный самолет с полетной массой 150 т на высоте 500 м в посадочной конфигурации со скоростью 240 км/ч имеет следующие характеристики спутного следа: диаметр каждого из вихревых жгутов 3,5 м; через 110 с (на расстоянии около 8 км за самолетом) диаметр вихревого жгута равен примерно 20 м при интенсивности циркуляции 370 м²/с; принижение спутного следа на удалении 8 км составляет примерно 150 м; через 150 с (на расстоянии около 10 км за самолетом) интенсивность вихревых жгутов уменьшается примерно в 2,5 раза; через 170–180 с вихревые жгуты полностью распадаются.

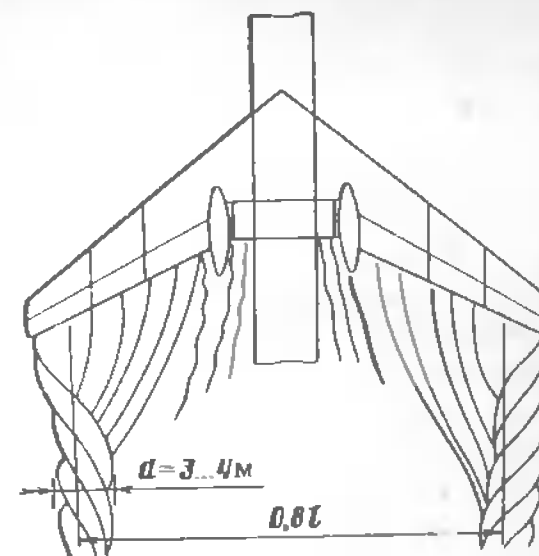


Рис. 14.12. Спутный след самолета

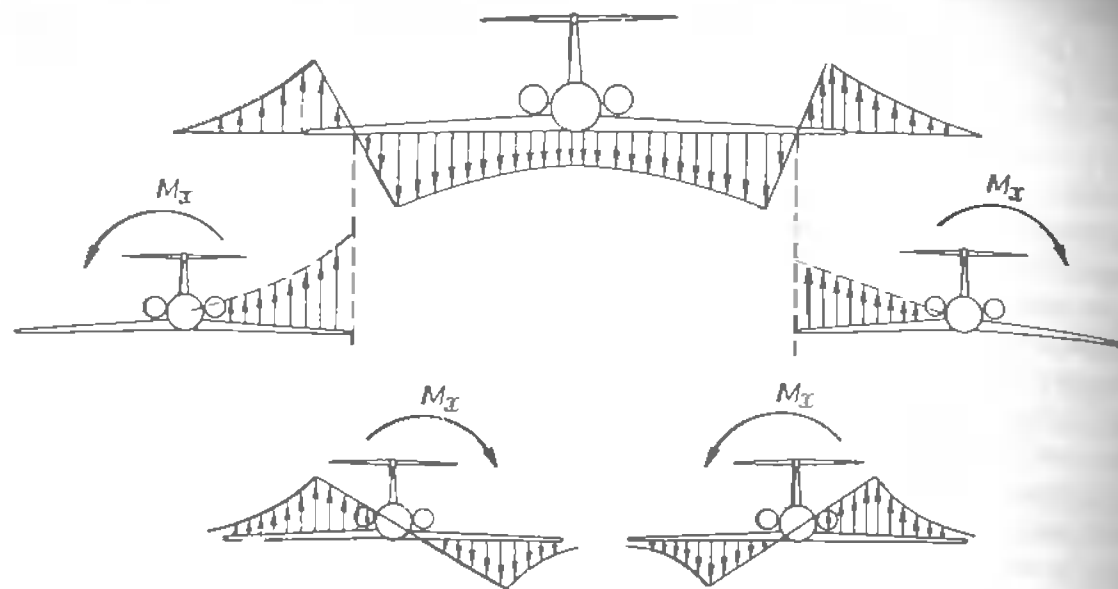


Рис. 14.13. Направления моментов крена, действующих на самолет, попавший в спутный след впереди идущего самолета

На характер распространения спутного следа значительное влияние оказывает турбулентность атмосферы. Чем она выше, тем быстрее распадается спутный след. При взаимодействии с земной поверхностью спутный след распадается значительно быстрее, чем вдали от нее.

Поведение самолета, попавшего в спутный след впереди летящего самолета, определяется интенсивностью спутного следа, а также массой и характеристиками устойчивости и управляемости. Воздействие спутного следа (вихревых жгутов) может оказаться настолько сильным, что полного отклонения органов управления может быть недостаточно для того, чтобы преодолеть кренение. Известны случаи катастроф, причиной которых было попадание в спутный след. Легкий самолет, попавший в спутный след большого транспортного самолета на расстоянии 2—4 км, может быть перевернут. Средний самолет, случайно попавший в спутный след тяжелого самолета, может получить значительный угол крена и потерять высоту до 50 м, пока будет выведен на исходный режим полета. Особенно опасно попадание самолета в спутный след на воздушных этапах полной взлетной и посадочной дистанции.

При входе в спутный след под небольшими углами на самолет действует момент крена, препятствующий входу в след. При невмешательстве пилота в управление самолет самостоятельно с креном выходит из зоны спутного следа (рис. 14.13). При входе в спутный след под большими углами самолет испытывает воздействие перегрузки, подобное воздействию вертикального порыва, и кренится.

Для предотвращения попадания самолета в спутный след не следует уменьшать рекомендуемого интервала до впереди идущего самолета. При попадании в спутный след пилот должен отклонением элеронов и руля направления удерживать самолет от кренения, выходить

из зоны спутного следа в сторону первоначального кренения. Если попадание в спутный след произошло на глиссаде снижения на высоте, большей, чем высота принятия решения, то после выхода из спутного следа необходимо, не тяря высоты, уйти на второй круг. Так как спутный след распространяется с принижением, то, оказавшись позади тяжелого самолета, следует стремиться занять верхнее относительно него положение.

Особенности взлета и посадки самолета в условиях сдвига ветра и ливневых осадков. Сдвиг ветра или *градиент скорости ветра* — это изменение скорости ветра в атмосфере, измеренное на небольшом расстоянии (30 или 100 м). Сдвиг ветра может быть горизонтальным, если изменения скорости и направления ветра наблюдаются в горизонтальной плоскости, и вертикальным, если скорость и направление ветра изменяются в вертикальной плоскости. Вертикальный сдвиг ветра может быть положительным (скорость ветра возрастает с высотой) и отрицательным (скорость ветра убывает с увеличением высоты). Принята следующая классификация сдвига ветра:

слабый — 0—2 м/с, умеренный — 2—4 м/с, сильный — 4—6 м/с, очень сильный — более 6 м/с.

Сдвиги ветра той или иной интенсивности всегда существуют в природе. Наиболее опасна встреча самолета с вертикальным сдвигом ветра на небольших высотах на этапах полных дистанций взлета и посадки. Современные представления о сдвиге ветра сводятся к следующему. Наиболее вероятна встреча со сдвигом ветра на малых высотах в области фронта порывов, протяженность которой может достигнуть 18 ... 28 км перед областью выпадения осадков. Наиболее опасный сдвиг ветра в микропорыве, представляющий собой небольшой по размерам (около 2 км) интенсивный нисходящий поток, который при столкновении с поверхностью земли переходит в круговой вихрь, распространяющийся во всех направлениях. На малых высотах сдвиг ветра может вызываться дождями и грозами (около 2/3 общего числа катастрофических случаев сдвига ветра был связан с ливневыми дождями).

Предположим, что самолет, находящийся на глиссаде в посадочной конфигурации, встретился с вертикальным положительным сдвигом ветра (рис. 14.14). Приборная скорость самолета по мере снижения будет уменьшаться в соответствии с изменением скорости ветра по высоте. Путевая скорость самолета из-за его инертности практически остается постоянной. Постепенное уменьшение приборной скорости полета вызовет увеличение вертикальной скорости снижения и угла наклона траектории. Если пилот не вмешается в управление, то самолет отклонится вниз от расчетной глиссады и встретится с землей, не долетев до ВПП.

Если пилот, заметив падение приборной и увеличение вертикальной скоростей, попытается вывести самолет на расчетную глиссаду путем увеличения только угла атаки (угла тангажа), то вследствие увеличения лобового сопротивления самолета приборная скорость еще

интенсивнее будет уменьшаться, а выход самолета на большие углы атаки может привести к сваливанию.

Удерживать самолет на расчетной глиссаде можно только путем компенсации потери скорости, увеличив режим работы двигателей. Большие полетные массы современных транспортных самолетов, ограниченная приемистость двигателей не позволяют полностью компенсировать потерю приборной скорости при встрече с большими сдвигами ветра, что может привести к недопустимым отклонениям самолета от расчетной глиссады. Если бы самолет мог мгновенно изменить скорость полета в соответствии с изменением скорости за счет сдвига ветра, то проблемы сдвига ветра не существовало бы. Типичным случаем является встреча со сдвигом ветра в микропорыве (рис. 14.15). По мере приближения самолета к микропорыву увеличивается встречная составляющая ветра. При движении через микропорыв встречная составляющая постепенно ослабевает, но увеличивается вертикальная составляющая ветра, постепенно ослабевая. По мере прохождения микропорыва растет попутная составляющая ветра. В соответствии с этим траектория движения самолета отклоняется от расчетной глиссады. Встречная и попутная составляющие скорости ветра в микропорыве достигают 20–40 м/с и более.

Следовательно, экипаж должен уметь на основе анализа метеоситуации распознать потенциально опасные погодные условия, свидетельствующие о повышенной вероятности встречи со сдвигом ветра. Тогда во многих случаях можно будет избежать встречи со сдвигом ветра или по крайней мере она не будет неожиданной. Кроме того, экипаж должен быть надежно информирован о наличии в районе аэродрома посадки опасных сдвигов ветра. Пилот должен умело действо-

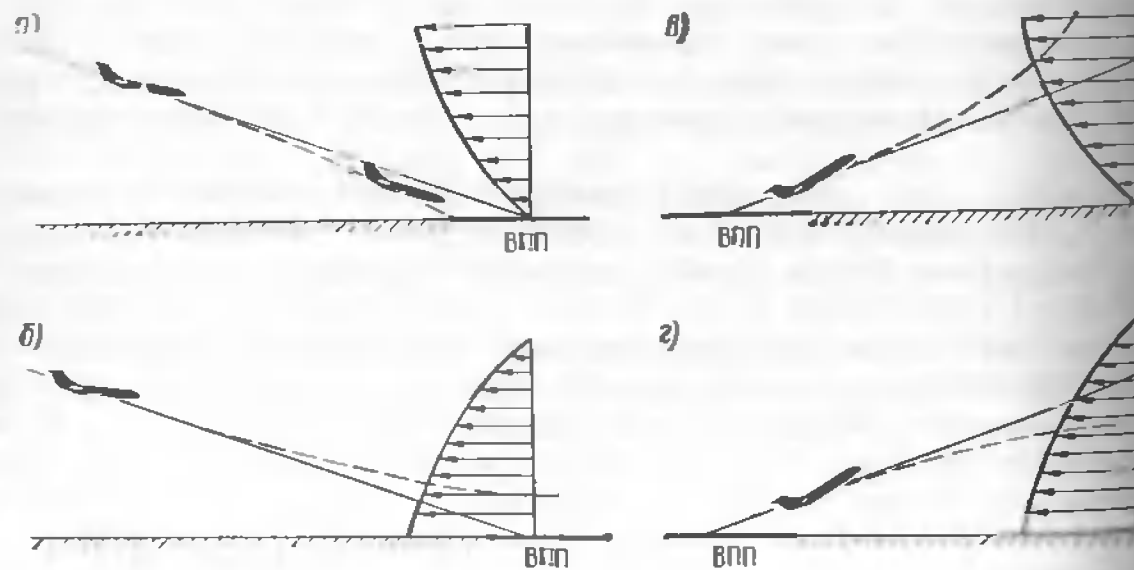


Рис. 14.14. Траектории посадки и взлета самолета в условиях положительного (а и в) отрицательного (б и г) сдвига ветра:

— расчетная траектория; — фактическая траектория при невмешательстве пилота в управление

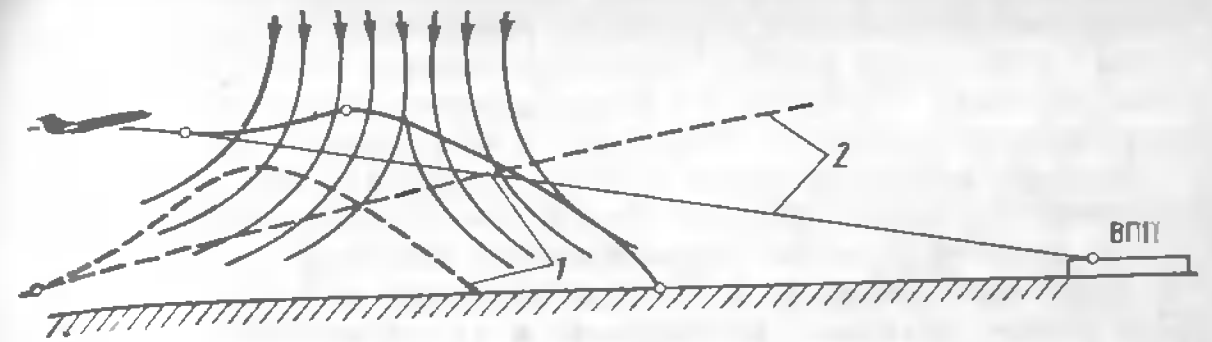


Рис. 14.15. Траектория движения самолета через микропорыв:

1 и 2 — фактическая и расчетная траектории соответственно (штриховые линии соответствуют траектории взлета)

вать в условиях сдвига ветра (вовремя увеличить расчетные скорости, осуществлять повышенный контроль за изменением скорости полета и вертикальной скорости, немедленно парировать возникающие отклонения от расчетных параметров и заданной траектории с учетом тенденции изменения параметров движения, своевременно уйти на второй круг при недопустимых изменениях параметров движения). Необходимо помнить, что увеличение скорости захода на посадку с целью компенсации влияния сдвига ветра требует увеличения посадочной дистанции по сравнению с расчетной для нормальных условий посадки.

Влияние ливневых осадков на характеристики движения самолета. Дождевые капли увлекают за собой частицы воздуха, в результате создается нисходящий поток воздуха, при встрече с которым самолет получает дополнительную составляющую скорости, направленную вниз. Для обеспечения движения самолета по расчетной траектории необходимо парировать эту скорость соответствующим изменением угла наклона траектории и режима работы двигателя. Сталкиваясь с самолетом, дождевые капли передают часть кинетической энергии самолету и тормозят его движение. Растекаясь по поверхности, они образуют неравномерный по толщине слой воды, распределенный по поверхности самолета, который уносится набегающим воздушным потоком и образуется вновь. Процесс образования и уноса вязкого водяного слоя нестационарный.

Водяной слой искажает форму поверхностей, в частности форму профилей крыла, повышается шероховатость поверхности, наблюдается более ранний переход ламинарного слоя в турбулентный, срыв потока начинается на меньших углах атаки. Это приводит к ухудшению аэродинамических характеристик самолета: уменьшению коэффициента подъемной силы, увеличению коэффициента силы лобового сопротивления главным образом за счет вязкости водяного слоя и роста коэффициента трения, уменьшения аэродинамического качества.

Ухудшение аэродинамических характеристик самолета приводит к соответствующему ухудшению летно-технических характеристик: увеличиваются потребляемая тяга, потребляемая скорость, уменьшается рас-

полагаемый избыток тяги и мощности, уменьшаются вертикальная скорость и угол набора высоты. Попадание водяных капель на лопасти винта вызывает ухудшение его характеристик (увеличивается момент сопротивления вращению, уменьшаются тяга и мощность).

Водяные капли, попавшие в тракт турбореактивного двигателя, ухудшают его характеристики, что, в свою очередь, оказывает влияние на летно-технические характеристики самолета. Ливневые осадки, кроме того, ухудшают видимость, повышают напряженность работы экипажа, ухудшают устойчивость и управляемость самолета на ВПП, взлетно-посадочные характеристики самолета. Согласно Наставлению по производству полетов, взлет и посадка самолетов в условиях ливневых осадков ограничиваются из условия метеорологической видимости.

14.3. Полет самолета при отказе одного из двигателей

Развитие движения. Поведение самолета при отказе одного из двигателей зависит от типа силовой установки, места расположения двигателей, их режима работы, режима полета самолета и т.п. Рассмотрим поведение самолета при отказе двигателя во взлетном режиме. Полученные выводы можно распространить на любой участок траектории полета самолета с учетом его особенностей. При прочих равных условиях отказ турбовинтового двигателя приводит к более неблагоприятным последствиям, чем отказ турбореактивного двигателя, особенно если воздушный винт не зафлюгируется.

При отказе одного из двух двигателей (рис. 14.16, а) на самолет действуют два неуравновешенных момента: момент рыскания Pz_p , создаваемый работающим двигателем, и момент рыскания Xz_p , создаваемый сопротивлением отказавшего двигателя. Суммарный неуравновешенный момент рыскания

$$M_{P_y} = (P - X) z_p. \quad (14.4)$$

Под действием момента рыскания M_{P_y} самолет разворачивается в сторону отказавшего двигателя, появляется скольжение на полукрыло с работающим двигателем. Наличие угла скольжения вызывает появление боковой аэродинамической силы Z , приложенной в фокусе по углу скольжения. Она создает относительно оси OY стабилизирующий момент рыскания M_y^{β} , направленный против момента M_{P_y} . Одновременно на самолет действует стабилизирующий момент крена M_x^{β} . В результате самолет кренился на крыло с неработающим двигателем. Наличие угловых скоростей и ускорений относительно осей OY и OX приводит к возникновению демпфирующих моментов рыскания $M_y^{\omega_y}$ и крена $M_x^{\omega_x}$. Влиянием спиральных моментов пренебрежем. Под действием совокупности моментов углы крена и скольжения будут

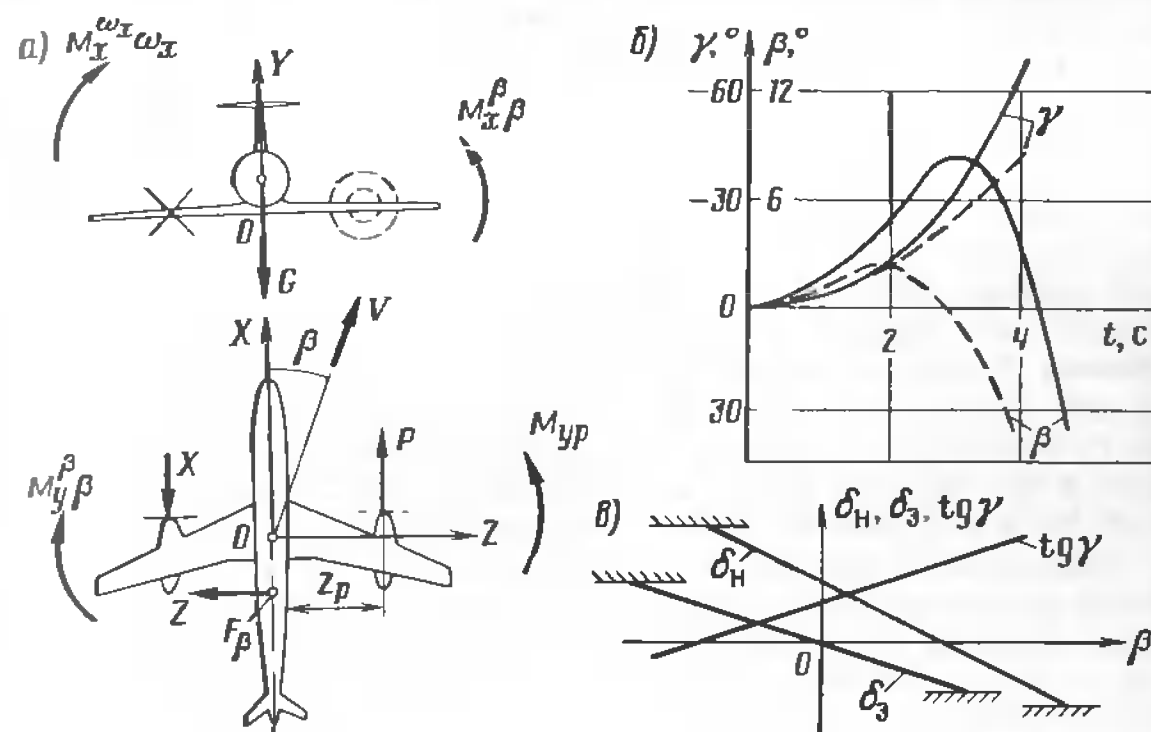


Рис. 14.16. Силы и моменты, действующие на самолет при отказе одного из двигателей (а), изменение углов скольжения и крена во времени (б) и балансировочные кривые (в): ———— воздушный винт не зафлюгирован, — — — — — воздушный винт зафлюгирован

изменяться. Изменения углов крена и скольжения самолета Ан-24 при условии, что пилот не вмешивается в управление, показаны на рис. 14.16, б.

В начальный момент времени после отказа одного из двигателей более интенсивно растет угол скольжения, затем его рост замедляется и примерно через 4 с угол скольжения меняет знак на противоположный. При этом угол крена продолжает расти и примерно через 4 с его значение достигает $50-60^\circ$. Такой характер изменения углов крена и скольжения обусловлен совокупностью моментов рыскания и крена, действующих на самолет, и в конечном итоге определяется стабилизирующим моментом крена M_x^{β} , направленным на увеличение угла крена. Увеличение угла крена приводит к скольжению теперь уже на опущенное полукрыло под действием составляющей силы тяжести $G \sin \gamma$. Так как при кренении составляющая подъемной силы $Y \cos \gamma$ не уравновешивает силу тяжести G , то самолет начинает терять высоту при увеличивающемся угле крена, описывая нисходящую спираль.

Анализ движения самолета при отказе одного из двигателей позволяет сделать вывод о том, что увеличение угла крена опережает рост угла скольжения и становится опасным. Поскольку причиной крена является угол скольжения, то задача пилота состоит в том, чтобы не допустить его развития. Но так как при отказе одного из двигателей из-за запаздывания пилота при вмешательстве в управление угол скольже-

ния постепенно растет, то первоочередной задачей пилота является борьба с увеличением угла скольжения и упреждение крена самолета. Угловая скорость крена зависит не только от скорости изменения угла скольжения, но и от степени поперечной статической устойчивости самолета, с увеличением которой самолет на появившийся угол скольжения реагирует более энергичным креном. Необходимо также учитывать, что отказ одного из двигателей приводит к прекращению обдувки полукрыла и потере из-за этого части подъемной силы, а также возникновению вследствие этого дополнительного кренящего момента. При наличии скольжения возникает дополнительная сила P_z за счет косо́й обдувки работающего воздушного винта, создается момент, направленный на уменьшение появившегося угла скольжения. Если точка приложения силы P_z находится позади центра масс самолета, то сила P_z создает момент, уменьшающий угол скольжения.

Значительное увеличение угла скольжения при отказе двигателя может вызвать останов работающего двигателя из-за нарушения осесимметричного входа воздушного потока в воздухозаборник; привести к значительному увеличению лобового сопротивления самолета, потере скорости, увеличению угла атаки из-за стремления пилота сохранить высоту полета без увеличения тяги силовой установки, входу во вторые режимы полета, перекомпенсации органов управления.

Уменьшение тяги силовой установки требует увеличения режима работающих двигателей, в противном случае горизонтальный полет на прежней высоте станет невозможным.

Как показывают исследования, при отказе одного из двигателей пилот активно вмешивается в управление самолетом уже через 0,2 - 0,5 с. Он энергично отклоняет педаль в сторону, противоположную отказавшему двигателю, устраняя тем самым причину крена — скольжение, и парирует возникшее стремление самолета к кренению отклонением элеронов.

Отклонение руля направления вызывает управляющий момент рыскания $M_y^{\delta_n} \delta_n$. При достижении равенства моментов $M_y^{\delta_n} \delta_n$ и M_{P_y} самолет будет сбалансирован по моментам относительно оси OY : $\beta = 0$; $M_y^{\beta} \beta = 0$; $M_x^{\beta} \beta = 0$. При этом на самолет будет действовать неуравновешенная поперечная сила Z_H , под действием которой самолет искривляет траекторию в плоскости XOZ . После балансировки самолета пилот может избрать тот или иной способ пилотирования для продолжения полета с заданным курсом. Рассмотрим основные из них.

Прямолинейный полет без скольжения. При этом способе пилотирования (рис. 14.17, а) аэродинамическая сила руля направления Z_H уравновешивается противоположно направленной составляющей силы тяжести $G \sin \gamma$. Необходимый угол крена γ создается кратковременным отклонением элеронов. Несмотря на отсутствие угла скольжения, шарик указателя скольжения не будет находиться в центре. При-

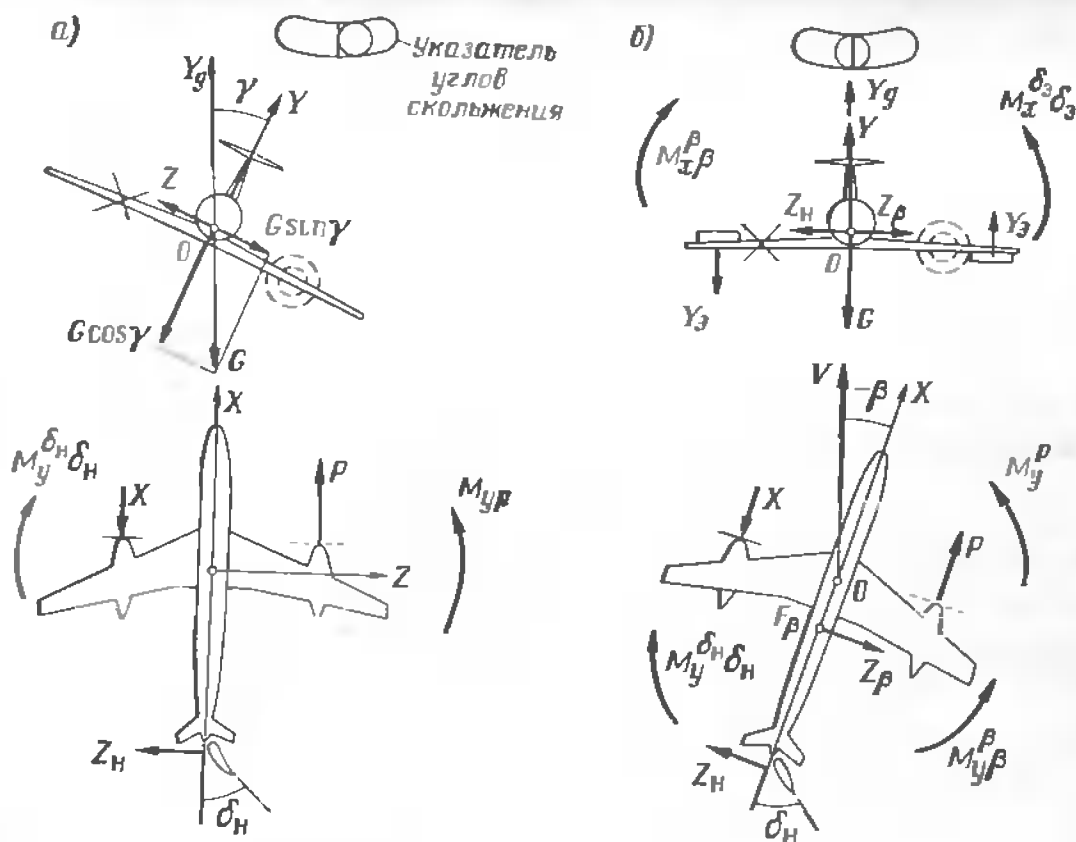


Рис. 14.17. Балансировка самолета при отказе одного из двигателей: а — полет с креном без скольжения; б — полет со скольжением без крена

чиной этого является то, что указатель скольжения реагирует не на угол скольжения, а на поперечную перегрузку

$$n_z = Z_H \cdot G = G \sin \gamma \cdot G = \sin \gamma. \quad (14.5)$$

Под действием этой перегрузки шарик отклоняется в направлении крена (в сторону работающего двигателя).

Балансировочное отклонение руля направления можно определить из условия равновесия моментов рыскания $M_{P_y} = - M_y^{\delta_n} \delta_n$ или

$$(P + X) z_P = - m_y^{\delta_n} \delta_n \frac{\rho V^2}{2} S l = - m_y^{\delta_n} \delta_n \frac{\rho_0 V_i^2}{2} S l,$$

откуда

$$\delta_n = - \frac{2 (P + X) z_P}{m_y^{\delta_n} \rho_0 S l V_i^2}. \quad (14.6)$$

Из последнего выражения следует, что балансировочное отклонение руля направления δ_n обратно пропорционально квадрату индикаторной (приборной) скорости.

Преимуществом этого метода полета ($\beta = 0$) является наименьшее из всех возможных при отказе двигателя лобовое сопротивление и срав-

нительно небольшие потребные отклонения органов управления (рис. 14.16, в). Как видно из балансировочных кривых, при рассматриваемом методе пилотирования элероны также отклонены на небольшой угол. Это необходимо для уравнивания момента крена, создаваемого отклоненным рулем направления.

$$M_x^{\delta_n} \delta_n = M_x^{\delta_a} \delta_a \text{ или} \\ m_x^{\delta_n} \delta_n = m_x^{\delta_a} \delta_a$$

Из последнего выражения легко найти потребное балансировочное отклонение элеронов

$$\delta_a = -\delta_n \frac{m_x^{\delta_n}}{m_x^{\delta_a}} \quad (14.7)$$

Небольшой угол крена в сторону работающего двигателя, симметричного отказавшему, не приводит к существенному дискомфорту пассажиров и экипажа.

Прямолинейный полет без крена со скольжением. При этом способе пилотирования аэродинамическая сила руля направления Z_n уравнивается поперечной аэродинамической силой Z_β , возникающей при скольжении с углом β (рис. 14.17, б).

Для компенсации дополнительного стабилизирующего момента рыскания $M_y^{\beta\beta}$, появившегося при скольжении, руль направления должен быть отклонен на угол, больший, чем в предыдущем случае, что необходимо для обеспечения равенства моментов рыскания:

$$M_{P_y} = M_y^{\beta\beta} = -M_y^{\delta_n} \delta_n \text{ или} \\ (P + X) z_p + m_y^{\beta\beta} \frac{\rho V^2}{2} S l = -m_y^{\delta_n} \delta_n \frac{\rho V^2}{2} S l$$

откуда потребное балансировочное отклонение руля направления

$$\delta_n = - \left(\frac{2z_p (P + X)}{m_y^{\delta_n} \rho_0 V_i^2 S l} + \frac{m_y^{\beta\beta} \beta}{m_y^{\delta_n}} \right) \quad (14.81)$$

Если приборная скорость V_i становится меньше установленных ограничений, это может вызвать недопустимое уменьшение запаса хода руля направления. Кроме того, у самолетов, не имеющих гидроусилителей, шарнирный момент руля направления может настолько возрасти, что превысит физические возможности пилотов, произойдет *перекомпенсация руля направления*. Наличие угла скольжения приводит к появлению момента крена $M_x^{\beta\beta}$, для уравнивания которого требуется отклонение элеронов на угол, при котором $M_x^{\beta\beta} = -M_x^{\delta_a} \delta_a$

На основании последнего равенства можно определить балансировочное отклонение элеронов

$$m_x^{\beta\beta} \beta = -m_x^{\delta_a} \delta_a$$

откуда

$$\delta_a = - \frac{m_x^{\beta\beta} \beta}{m_x^{\delta_a}} \quad (14.9)$$

Несмотря на скольжение в сторону отказавшего двигателя, шарик указателя скольжения находится в центре (боковая перегрузка отсутствует).

Из анализа балансировочных кривых (см. рис. 14.16, в) следует, что при полете самолета без крена со скольжением ($\beta < 0$) потребное отклонение руля направления близко к максимальному. Это предопределяет большие усилия на педалях при безбустерном управлении. Наличие угла скольжения создает повышенное лобовое сопротивление самолета, что ухудшает летно-технические характеристики.

Балансировочные кривые (см. рис. 14.16, в) показывают принципиальную возможность прямолинейного полета с креном и скольжением на работающий двигатель ($\beta > 0$). При этом балансировочные отклонения органов управления сравнительно малы, но угол крена увеличен по сравнению с рассмотренным ранее.

Рекомендации по методам пилотирования конкретного типа самолета при отказе одного двигателя в различных условиях даются в РЛЭ с учетом особенностей самолета.

14.4. Особенности взлета и посадки при отказе одного из двигателей

Отказ двигателя на разбеге или в непосредственной близости от земли требует от пилота и экипажа своевременных и четких действий. Неустановившееся движение самолета, близость земли, большие разворачивающие моменты в случае отказа двигателя, повышенная психофизиологическая нагрузка усложняют деятельность экипажа.

Отказ двигателя на ВПП при взлете сопровождается уменьшением тяги, увеличением лобового сопротивления, дистанций разбега и взлета. Возникший при отказе двигателя момент рыскания $M_{P_y} = (P + X) z$ вызывает стремление самолета к развороту вокруг оси ОУ в сторону отказавшего двигателя. Появившийся при развороте угол скольжения, а также уменьшение подъемной силы на крыле вследствие прекращения его обдувки потоком от воздушного винта отказавшего ТВД приводят к образованию момента крена, направленного в сторону отказавшего двигателя. При этом нормальная нагрузка и сопротивление движению колеса, в направлении которого действует

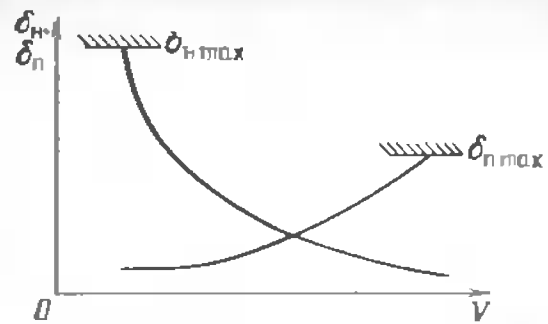


Рис. 14.18. Зависимость потребных отклонений руля направления δ_n и колес передней опоры $\delta_{п. макс}$ от скорости движения самолета по ВПП

Основная задача пилота при отказе двигателя — удержать самолет от разворота, сохранить прямолинейность движения. В зависимости от скорости движения самолета по ВПП эффективность руля направления и эффективность управления отклонением колес передней опоры изменяются. С увеличением скорости эффективность руля направления повышается, поэтому потребное балансирующее отклонение руля направления δ_n уменьшается (рис. 14.18). С увеличением скорости увеличивается подъемная сила и уменьшается нормальное давление на колеса, поэтому эффективность отклонения колес передней опоры уменьшается, а потребное балансирующее отклонение передней опоры $\delta_{п. макс}$ увеличивается. Для повышения эффективности колес передней опоры при разбеге его загружают, отклоняя руль высоты. Это приводит к уменьшению путевой устойчивости самолета и улучшению путевой управляемости, поэтому подъем колес передней опоры при разбеге затягивается.

При отказе двигателя до скорости V_1 для сохранения направления движения необходимы полное и энергичное отклонение руля направления и соразмерное отклонение колес передней опоры. Кроме того, для компенсации действия кренящего момента целесообразно отклонение элеронов. Усилия на педалях при этом могут достигать значительных величин. Прекращать взлет необходимо решительно и энергично, используя все доступные средства торможения, так как замедленные и нерешительные действия экипажа могут привести к выкатыванию самолета за пределы ВПП.

При отказе одного из двигателей на скорости, большей V_1 , для сохранения направления разбега требуются энергичные соразмерные отклонения руля направления и колес передней опоры, не допускается уменьшение режима работы двигателей, а также применение несимметричного торможения колес главных опор для сохранения направления движения. Для предотвращения крена самолета после отрыва требуется предварительное (упреждающее) отклонение элеронов. Естественно, что по мере увеличения скорости движения потребные отклонения органов управления уменьшаются.

момент крена, увеличиваются и появляется дополнительный разворачивающий момент.

У самолетов с ТВД разворачивающий и кренящий моменты при отказе одного из двигателей на взлете больше, чем у самолетов с ТРД при прочих равных условиях. Отказ ТВД может привести не только к появлению большого аэродинамического сопротивления на нем, но и к образованию отрицательной тяги и момента рыскания.

Если один из двигателей *отказал на маршруте*, то заход на посадку целесообразно выполнять без скольжения с креном на работающий двигатель, выдерживая скорость, рекомендуемую РЛЭ. Для улучшения управляемости заход на посадку с одним отказавшим двигателем рекомендуется выполнять на повышенной скорости. Уточнение расчета на посадку выполняется изменением тяги симметрично работающих двигателей. Режим работы двигателя, симметрично отказавшему, соответствует полетному малому газу. При посадке самолета с двумя двигателями выдерживание скорости движения и уточнение расчета на посадку осуществляются работающим двигателем и органами управления. Как правило, заход на посадку самолета с одним отказавшим ТРД сложностей не представляет.

Отказ ТВД приводит к более значительным сложностям, особенно, если воздушный винт не зафлюгирован.

При отказе двигателя на выравнивании увеличение режима работы двигателей не допускается, так как за короткий срок они не успеют развить мощность, а разворачивающие моменты, действующие на самолет, увеличатся. Удержание самолета от крена и скольжения осуществляется энергичными отклонениями элеронов и руля направления. После приземления режим работы двигателей необходимо уменьшить до минимального.

Заход на посадку и посадка с незафлюгированным воздушным винтом отказавшего двигателя осложняются действием значительного разворачивающего момента и большими потребными отклонениями руля направления и элеронов, увеличивающими лобовое сопротивление и уменьшающими запас хода рулей.

Крен, создаваемый для балансировки самолета в прямолинейном полете по глиссаде, перед приземлением должен быть убран. Запаздывание с уборкой крена может привести к приземлению самолета на колеса одной из основных опор, что может вызвать разворот самолета и касание крылом земли.

Слишком раннее устранение крена может привести к значительному уходу самолета от оси ВПП.

Для уменьшения лобового сопротивления РЛЭ некоторых самолетов рекомендуется выполнять заход на посадку с отказавшим двигателем с закрылками, отклоненными на промежуточный угол, а довыпуск закрылков осуществлять на конечных этапах захода на посадку, убедившись в точности расчета. Для некоторых самолетов довыпуск закрылков не рекомендуется. При посадке закрылки отклоняются на промежуточный угол.

Дополнительная литература

[2], с. 393—411; [5], с. 153—157; [7], с. 337—375; [9], 233—250; [11], с. 264—288.

Контрольные вопросы

1. Объясните природу аэродинамических, кинематических и инерционных перекрестных связей.
2. Поясните особенности срыва потока на прямом и стреловидном крыльях.
3. Обоснуйте особенности сваливания самолета с прямым и стреловидным крылом и рекомендации по пилотированию.
4. Какие управляющие воздействия и почему должен выполнить пилот для вывода самолета из сваливания?
5. Изобразите кривые m_z ($c_{y\alpha}$) для самолетов с низким и высоким расположением горизонтального оперения. Дайте обоснование особенностей поведения самолета и пилотирования при выходе на большие углы атаки.
6. Как влияет скольжение на самовращение самолета с прямым и стреловидным крылом?
7. Какие управляющие воздействия, в какой последовательности и почему должен выполнить пилот для вывода самолета из штопора?
8. Дайте обоснование рекомендациям пилоту по предотвращению срыва потока на горизонтальном оперении при обледенении.
9. Из каких соображений ограничивают минимально и максимально допустимые скорости полета при обледенении.
10. Объясните явления «подхвата» руля высоты, «захвата» элеронов и «забегания» педали при обледенении.
11. Дайте обоснование ограничения скорости полета самолета в болтанку.
12. Объясните поведение самолета при попадании в спутный след.
13. Объясните поведение самолета и рекомендации по пилотированию.
14. Дайте обоснование влиянию ливневых осадков на характеристики взлета и посадки.
15. Изобразите схему сил и моментов, действующих на самолет при отказе двигателя, и объясните поведение самолета, если пилот не вмешивается в управление.
16. Дайте обоснования рекомендациям по пилотированию при отказе двигателя в полете.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Аржанников Н. С., Садекова Г. С. Аэродинамика летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1983. 359 с.
2. Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов/Под ред. В. В. Филиппова. М.: Воениздат, 1981. 416 с.
3. Аэромеханика самолета./Под ред. А. Ф. Бочкарева и В. В. Андриевского. М.: Машиностроение, 1985. 360 с.
4. Аэрогидромеханика./Под общей ред. А. М. Мхитаряна. М.: Машиностроение, 1984. 352 с.
5. Васин И. С., Егоров В. И., Муравьев Г. Г. Аэродинамика самолета Ил-76Т. М.: Транспорт, 1983. 165 с.
6. Девис Д., Пилотирование больших реактивных самолетов. М.: Машиностроение, 1975. 367 с.
7. Динамика полета/А. М. Мхитарян, В. В. Ушаков, А. Г. Баскакова. В. Д. Трубенков. М.: Машиностроение, 1978. 428 с.
8. Котик М. Г. Динамика взлета и посадки. М.: Машиностроение, 1984. 256 с.
9. Лигум Т. И., Скрипниченко С. Ю., Шишмарев А. В. Аэродинамика самолета Ту-154Б. М.: Транспорт, 1985. 263 с.
10. Матвеев Ю. И. Траекторные задачи динамики полета гражданских воздушных судов. Л.: ОЛАГА, 1981. 110 с.
11. Пашковский И. М. Устойчивость и управляемость самолета. М.: Машиностроение, 1975. 328 с.
12. Петров К. П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1985. 271 с.

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

А

Авторотация 151, 360
 Атмосфера 6, 9, 13
 Аэрогидромеханика 5
 Аэродинамика 5, 6, 9, 386, 387
 Аэродинамические характеристики:
 крыла бесконечного размаха 76,
 77, 81, 82, 83, 86
 крыла конечного размаха 90, 93, 94
 самолета 112, 119, 154
 стреловидного крыла 95
 частей самолета 76, 98, 101, 104

Б

Балансировка самолета:
 в боковом движении 327, 377, 380
 в продольном » 292, 343
 Балансировочная кривая 293, 294,
 297, 330
 Балансировочное отклонение органов
 управления 292, 232, 377, 380
 Барограмма набора высоты 199
 Боковое движение 163, 304, 343

В

Ветровые возмущения 185, 250, 346,
 369
 Взлет самолета:
 нормальный 225, 336, 344
 прерванный 230, 382
 продолженный 230, 382
 Вираж:
 правильный 213
 предельный 215
 установившийся 211
 Вихрь 16, 57, 371
 Воздушный винт:
 аэродинамические характеристики
 149
 геометрические » 143
 кинематические характеристики 145
 косая обдувка 153, 346, 366, 378
 режима работы 151
 Возмущающие воздействия 250, 253,
 346, 369

Возмущенное движение:
 продольное 268, 271, 343
 боковое 316, 342, 376
 быстрое боковое 316, 377
 медленное » 318, 376
 длиннопериодическое 273
 короткопериодическое 272
 крена 322, 324, 360, 377
 рыскания 321, 363, 377
 спиральное 318, 325, 377
 Волна:
 возмущения 27
 ударная 29
 Волновой кризис 69, 187
 Волновое сопротивление 70, 169, 187
 Волновой срыв 69, 74
 Время затухания колебаний 284, 325
 Время срабатывания 303, 321
 Высота:
 безопасная 220
 начала выравнивания 232
 полета 177, 206
 принятия решения 232
 Вязкость 10

Г

Гистерезис 360
 Годограф:
 вектора коэффициента полной аэро-
 динамической силы 84
 вектора скорости 202, 203
 Градиент набора высоты (снижения)
 196

Д

Давление 25
 Дальность полета 240
 Движение:
 возмущенное 250, 255, 346, 369
 вращательное 16, 18, 316, 342, 376
 вынужденное 255, 268, 271
 длиннопериодическое 273, 275
 короткопериодическое 272, 275
 опорное 14
 поступательное 16
 собственное 255

установившееся (стационарное) 14,
 157, 191
 циркулярное 16
 Динамика полета 6, 157, 387, 388
 Диаграмма векторная, хордовая 50
 Длина пробега 229
 » разбега 234

З

Закрылок 130
 Заход на посадку 220, 231, 383

И

Индуктивное сопротивление 63
 Интенсивность напряжения (вихря)
 16, 371
 Интерференция аэродинамическая
 112, 358
 Интерцептор 134

К

Качество аэродинамическое 32, 85,
 206
 Компенсация аэродинамическая 109
 Конус возмущения 28
 Конфигурация самолета 136, 225, 231
 Коэффициент:
 вязкости 10
 давления 50, 60
 демпфирования 269, 318, 320
 заполнения площади воздушного
 винта 144
 затухания 284
 полезного действия воздушного
 винта 149
 сцепления 237
 трения 237
 эффективности органа управления
 261, 306, 307
 Коэффициент аэродинамической си-
 лы:
 боковой 117, 306
 волнового сопротивления 71, 117
 индуктивного » 64, 117
 лобового » 55, 117
 нормальной 55, 117
 подъемной 55, 117
 поперечной 117, 305
 продольной 55, 117
 профильного сопротивления 58
 Коэффициент аэродинамического мо-
 мента:
 вертикального оперения 306, 310
 горизонтального » 262, 269
 демпфирующего 269, 309, 310
 крена 118, 308
 крыла 59, 308
 рыскания 118, 309, 310
 спирального 318

стабилизирующего 153, 261
 тангажа 118, 269
 Кривизна профиля 44, 133
 Кризис волновой 69, 169, 178, 186
 Критерии подобия 19, 90, 92
 Крыло:
 аэродинамические характеристики
 90, 93, 94
 бесконечного размаха 43, 65
 геометрические характеристики 45,
 46
 конечного размаха 45, 61, 65
 малого удлинения 74, 97
 стреловидное 54, 71

Л

Летно-технические характеристики
 самолета:
 взлетно-посадочные 228, 234
 высота 177, 206, 247
 дальность 240
 скороподъемность 195
 Линия тока 15
 «Ложка» балансирующей кривой 291

М

Маневр 7
 Метод мощностей, тяг 172, 173
 Механизация крыла 130
 Момент аэродинамической силы:
 вертикального оперения 129, 304,
 310
 горизонтального » 260, 269
 крена 107, 128, 308
 крыла 59, 129, 308
 рыскания 118, 306, 309, 310
 спиральный 309, 312, 318
 тангажа 118, 262, 269
 управляющий 261
 шарнирный 108
 Мощность:
 потребляемая 168, 194
 располагаемая 171

Н

Набор высоты 191
 Напор скоростной (динамическое дав-
 ление) 23

О

Обледенение 364
 Обратная реакция самолета по кре-
 ну 323
 Обтекание:
 внешнего и внутреннего тупых уг-
 лов 31, 32
 крыла 71, 74
 несимметричное 125
 профиля 48

смешанное 70
 Общая формула аэродинамической силы, момента 53, 59
 Оперение 103
 Органы управления 102, 109
 Отрыв пограничного слоя 38, 361, 367
 Отсос » » 135
 Оси системы координат 42

П

Параметры:
 критические 26
 торможения 24
 Пелена вихревая 62, 371
 Перегрузка эксплуатационная 164, 187
 Плоскость симметрии 42, 158
 Площадь крыла 45, 53, 59
 Подобие аэродинамическое 17
 Поляра:
 второго рода 86
 крыла 84
 первого рода 86, 93, 121
 самолета 116, 121, 137
 скоростей набора высоты 202
 скоростей снижения 202
 Пограничный слой 34, 35
 Поток воздушный 14, 48
 Потолок полета 199
 Предкрылок 133
 Принцип обратимости 14
 Пробег 231, 236
 Продольное возмущенное движение 252
 Профильное сопротивление 57
 Профиль крыла 43

Р

Радиус:
 виража 215
 контрольного сечения воздушного винта 145
 Размах крыла 53
 Разрежение 48, 51
 Распределение давления по профилю 49
 Режим течения 134
 Режим полета:
 второй 174, 203
 крейсерский 171
 первый 174, 203
 установившийся 165, 191
 Режим работы двигателя 151

С

Самовращение (авторотация) 152, 360
 Сваливание 184, 355
 Сервокомпенсация 108

Сдвиг ветра 373
 Сдув пограничного слоя 135
 Сжимаемость, воздуха 10, 19
 Сила аэродинамическая:
 боковая 117
 индуктивного сопротивления 63
 лобового сопротивления 54, 57, 169
 нормальная 118, 261
 подъемная 54, 55, 261
 полная 53
 поперечная 117
 продольная 117
 Сила:
 трения 54, 228, 237
 тяги 148, 163
 управляющая 108
 центростремительная 212
 Система координат 42, 153, 162
 Скорость:
 безопасная взлета 226
 воздушного потока 24
 захода на посадку 228
 земная 161
 звука 11
 индикаторная 26
 истинная 24
 крейсерская 173
 линейная при вращении 18
 максимальная 179
 максимально допустимая 186
 минимально допустимая 184
 минимальная теоретическая 173
 наиболее выгодная 173
 наиболее выгодная набора высоты 197
 обтекания 24
 приборная 25
 планирования 197
 поступательная 158
 потока 24
 принятия решения 230
 сваливания 227, 231, 358
 угловая 18, 269, 309
 эволютивная 227, 232
 Скачок уплотнения 29
 Скоростной напор 23
 Скоростная система координат 42
 Скол потока у оперения 271
 След спутный 36, 370
 Снижение 191
 Спираль 222
 Средняя аэродинамическая хорда 47
 Срыв воздушного потока 19, 360, 367
 Спиральное движение 318, 377
 Степень статической устойчивости поперечной 315
 по углу атаки (по перегрузке) 276, 278
 путевой 313
 Сужение крыла 46

Т

Течение:
 ламинарное 33
 сверхзвуковое 27
 потенциальное 16
 установившееся 14
 турбулентное 33
 Толщина пограничного слоя 34
 Точка:
 отрыва 38
 перехода 35, 58
 Траектория взлета, посадки 225, 231
 Траекторная система координат 161
 Триммер 110
 Труба аэродинамическая 18
 Трубка:
 тока 15
 вихревая 16
 Турбулентность 369
 Тяга двигателя:
 потребная 167, 193
 располагаемая 171
 фактическая 171
 Тяговооруженность 238

У

Угол атаки:
 горизонтального оперения 115
 истинный 63
 крейсерский 173
 критический 85, 173
 крыла 43
 наиболее выгодный 85, 171, 172
 самолета 117
 сваливания 184, 355
 экономический 174
 Угол:
 крена 160
 наклона вектора скорости (траектории) 162
 планирования 196, 206
 пути 162
 рыскания 159, 161
 скольжения 43, 125
 схода потока 63, 115
 стреловидности 46
 тангажа 161
 установки крыла горизонтального оперения 115
 Удлинение:
 крыла 46
 фюзеляжа 98
 Управление пограничным слоем 40, 135
 Управляемость самолета:

в боковом движении 331, 342
 в продольном движении 300, 342
 Уравнение:
 Бернулли 23, 50
 неразрывности (постоянства расхода) 21
 поляры крыла, профиля, самолета 81, 82, 84, 92
 связи 57
 состояния 11
 Уравнения движения:
 бокового 163
 векторного 158
 динамические 162, 163, 166
 кинематические 160
 продольного 162
 углового (вращения моментов) 158
 центра масс (поступательного) 157, 158
 Условия эксплуатации 8, 177, 205, 236, 249

Ф

Фокус самолета:
 по углу атаки 263
 » » скольжения 305
 Форма крыла в плане 43

Ц

Центр давления 53, 88
 Центровка самолета:
 диапазон центровок 264
 предельно задняя 265
 предельно передняя 265

Ч

Число:
 Маха 12, 21
 Маха критическое 26, 69
 Рейнольдса 20, 34, 36
 Шаг воздушного винта 145
 Штопор 369
 Щиток тормозной 135

Э

Элевоны 108
 Элементарная струйка 15
 Элероны 107, 130
 Энерговооруженность 238
 Эффект:
 диффузорный 114
 концевой 72
 срединный 72
 скольжения 72
 экранный 138

ОГЛАВЛЕНИЕ

| | |
|---|-----|
| От автора | 3 |
| Введение | 5 |
| Раздел I. АЭРОДИНАМИКА | |
| Глава 1. Основные положения аэродинамики | 9 |
| 1.1. Физико-механические характеристики воздуха | 9 |
| 1.2. Строение атмосферы Земли | 12 |
| 1.3. Основные сведения о воздушном потоке | 14 |
| 1.4. Понятие о подобии явлений при обтекании воздушным потоком твердых тел | 17 |
| 1.5. Основные уравнения движения воздуха | 21 |
| 1.6. Зависимость параметров воздуха от скорости течения | 24 |
| 1.7. Особенности сверхзвуковых течений газа | 27 |
| 1.8. Понятие о пограничном слое | 33 |
| Глава 2. Аэродинамические силы и моменты крыла | 42 |
| 2.1. Геометрические характеристики крыла | 42 |
| 2.2. Обтекание профиля крыла несжимаемым воздушным потоком | 48 |
| 2.3. Аэродинамические силы крыла | 52 |
| 2.4. Особенности обтекания крыла конечного размаха | 61 |
| 2.5. Особенности обтекания профиля и крыла дозвуковым и околозвуковым воздушным потоком | 66 |
| 2.6. Особенности обтекания стреловидного крыла и крыла малого удлинения | 71 |
| Глава 3. Аэродинамические характеристики основных частей самолета | 76 |
| 3.1. Аэродинамические характеристики крыла | 76 |
| 3.2. Центр давления и фокус профиля крыла | 88 |
| 3.3. Влияние числа M полета и геометрии крыла на аэродинамические характеристики | 90 |
| 3.4. Аэродинамические характеристики стреловидного крыла и крыла малого удлинения | 94 |
| 3.5. Характеристики фюзеляжа | 98 |
| 3.6. Характеристики органов управления | 102 |
| 3.7. Шарнирные моменты рулей | 108 |
| Глава 4. Аэродинамические характеристики самолета | 112 |
| 4.1. Аэродинамическая интерференция частей самолета | 112 |
| 4.2. Аэродинамическая сила планера и ее момент | 117 |
| 4.3. Особенности аэродинамических характеристик самолета | 119 |
| 4.4. Аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет при скольжении | 125 |
| 4.5. Механизация крыла и ее влияние на аэродинамические характеристики | 130 |

| | |
|--|-----|
| 4.6. Влияние конфигурации самолета на аэродинамические характеристики | 136 |
| 4.7. Экранирующее влияние ВПП на аэродинамические характеристики самолета | 138 |
| Глава 5. Характеристики воздушного винта | 141 |
| 5.1. Геометрические и кинематические характеристики | 141 |
| 5.2. Аэродинамические силы и к. п. д. воздушного винта | 147 |
| 5.3. Режимы работы воздушного винта | 160 |
| 5.4. Составляющие тяги при кривой обдувке воздушного винта | 153 |
| 5.5. Влияние обдувки самолета потоком воздуха от воздушного винта на его аэродинамические характеристики | 154 |

Раздел II. ДИНАМИКА ПОЛЕТА

| | |
|--|-----|
| Глава 6. Прямолинейный горизонтальный полет | 157 |
| 6.1. Общие сведения об уравнениях движения самолета | 157 |
| 6.2. Уравнения горизонтального полета | 165 |
| 6.3. Кривые Жуковского | 169 |
| 6.4. Первые и вторые режимы полета | 174 |
| 6.5. Диапазон скоростей и высот горизонтального полета | 177 |
| 6.6. Эксплуатационные ограничения диапазона скоростей и высот полета | 184 |
| 6.7. Разгон и торможение самолета в прямолинейном горизонтальном полете | 189 |
| Глава 7. Набор высоты и снижение | 191 |
| 7.1. Уравнения движения самолета по наклонной траектории | 191 |
| 7.2. Характеристики набора высоты и снижения | 195 |
| 7.3. Поляры скоростей набора высоты и снижения | 202 |
| 7.4. Влияние условий эксплуатации на характеристики набора высоты и снижения | 205 |
| 7.5. Оптимальные режимы набора высоты и снижения | 208 |
| Глава 8. Криволинейный полет самолета | 211 |
| 8.1. Криволинейный полет в горизонтальной плоскости | 211 |
| 8.2. Предельные виражи | 215 |
| 8.3. Криволинейный полет в вертикальной плоскости | 217 |
| 8.4. Боковой S -образный предпосадочный маневр | 220 |
| 8.5. Пространственное маневрирование самолета | 222 |
| Глава 9. Взлет и посадка | 225 |
| 9.1. Траектория и основные этапы взлета | 225 |
| 9.2. Взлетные характеристики самолета | 228 |
| 9.3. Посадка самолета | 231 |
| 9.4. Влияние конструктивных факторов и условий эксплуатации на взлетно-посадочные характеристики самолета | 236 |
| Глава 10. Дальность и продолжительность полета | 240 |
| 10.1. Основные понятия и определения | 240 |
| 10.2. Зависимость дальности и продолжительности полета от скорости | 243 |
| 10.3. Зависимость дальности и продолжительности полета от высоты | 247 |
| 10.4. Влияние полетной массы, состояния атмосферы и отказа двигателя на дальность и продолжительность полета | 249 |
| Глава 11. Устойчивость, управляемость и балансировка самолета в продольном движении | 252 |
| 11.1. Основные понятия и определения | 252 |
| 11.2. Статические моменты тангажа | 260 |
| 11.3. Моменты тангажа, обусловленные вращением самолета | 268 |

| | |
|--|------------|
| 11.1. Развитие продольного возмущенного движения | 271 |
| 11.5. Устойчивость самолета по перегрузке | 276 |
| 11.6. Устойчивость самолета по скорости | 288 |
| 11.7. Продольная балансировка самолета | 292 |
| 11.8. Продольная управляемость самолета и ее характеристики | 300 |
| Глава 12. Устойчивость, управляемость и балансировка самолета в боковом движении | 304 |
| 12.1. Силы и моменты, действующие на самолет в боковом движении | 304 |
| 12.2. Условия боковой статической устойчивости самолета | 312 |
| 12.3. Развитие бокового возмущенного движения | 316 |
| 12.4. Характеристики боковой устойчивости | 324 |
| 12.5. Боковая балансировка и управляемость самолета | 327 |
| Глава 13. Устойчивость и управляемость самолета на взлете и посадке | 336 |
| 13.1. Уравнения движения | 336 |
| 13.2. Устойчивость и управляемость самолета при движении по ВПП | 342 |
| 13.3. Особенности устойчивости и управляемости самолета при движении по ВПП в усложненных условиях | 344 |
| 13.4. Особенности посадки с боковым ветром | 348 |
| 13.5. Особенности движения самолета на участках траектории взлета и посадки | 351 |
| Глава 14. Критические режимы, особые условия и особые случаи в полете | 355 |
| 14.1. Особенности полета на больших углах атаки | 355 |
| 14.2. Полет в усложненных условиях | 364 |
| 14.3. Полет самолета при отказе одного из двигателей | 376 |
| 14.4. Особенности взлета и посадки при отказе одного из двигателей | 381 |
| Список литературы | 385 |
| Предметный указатель | 386 |

Учебник

Николаев Лев Федорович

**АЭРОДИНАМИКА И ДИНАМИКА ПОЛЕТА
ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ**Технический редактор *Р. А. Иванова*Корректор-вычитчик *С. М. Лобова*Корректор *Р. В. Маркина*

ИБ № 4185

Сдано в набор 26.10.89. Подписано в печать 10.09.90.

Формат 60×88^{1/16}. Бум. офс. № 2. Гарнитура литературная. Офсетная печать.

Усл печ л 24,01 Усл кр.-отт 24,01 Уч.-изд л 27,08 Тираж 6000 экз

Заказ 2547 Цена 1 р 20 к Изд. № 1-1/17-7 № 4856

Ордена «Знак Почета» издательство «ТРАНСПОРТ», Москва, Басманный туп., 6а

Московская типография № 4 Государственного комитета СССР по печати
129041, Москва, Б. Переяславская, 46.