

Министерство образования и науки Российской Федерации
НОВОСИБИРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

С.Д. САЛЕНКО, А.Д. ОБУХОВСКИЙ

ДИНАМИКА ПОЛЕТА

Часть 2

УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве учебного пособия

НОВОСИБИРСК
2015

УДК 629.7.015(075.8)
С 161

Рецензенты:

канд. техн. наук *В.Л. Чемезов*,
ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина»
канд. техн. наук *Ю.Н. Темляков*,
ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина»

Работа подготовлена на кафедре аэрогидродинамики
для студентов III, IV курсов ФЛА
направлений «Баллистика и гидроаэродинамика», «Авиастроение»,
«Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей»

Саленко С.Д.

С 161 Динамика полета. Ч. 2. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов: учебное пособие / С.Д. Саленко, А.Д. Обуховский. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2015. – 128 с.

ISBN 978-5-7782-2707-1

В основе книги лежат классические монографии по динамике полета И.В. Остославского, И.В. Стражевой, А.Ф. Бочкарева, А.М. Мхитаряна, Г.С. Бюшгенса, адаптированные к относительно небольшому объему учебной нагрузки, а также 36-летний опыт чтения курса «Динамика полета» на ФЛА НГТУ профессором С.Д. Саленко.

В учебном пособии излагается теоретический материал второй части курса, посвященной изучению устойчивости и управляемости летательных аппаратов.

УДК 629.7.015(075.8)

ISBN 978-5-7782-2707-1

© Саленко С.Д., Обуховский А.Д., 2015
© Новосибирский государственный
технический университет, 2015

ВВЕДЕНИЕ

Динамика полета (ДП) – раздел механики, изучающий законы движения летательных аппаратов (ЛА) в различных средах (атмосфера, космос, атмосфера–вода), условиях эксплуатации (ветер, отказ бортовых систем, двигателя, рулей и т. п.) и этапах полета (взлет, посадка, набор высоты и т. п.). Динамика полета совместно с аэродинамикой является теоретической основой авиации и ракетной техники.

При изучении движения ЛА возникают две основные группы задач.

Группа 1. Устанавливается связь между внешними силами, которые действуют на ЛА, и параметрами, описывающими траекторию движения и состояние ЛА (координаты, скорость, высота, угловое положение, угловая скорость). Задачи этой группы изложены в части I учебного пособия.

Группа 2. Исследование характеристик устойчивости и управляемости, которые имеет ЛА при движении по некоторой траектории (параметры «качества» движения, потребные отклонения органов управления, усилия на рычагах управления).

В задачах первой группы, как правило, летательный аппарат рассматривается как тяжелая материальная точка. Поэтому движение ЛА описывается только уравнениями равновесия сил. Моменты, действующие на ЛА, принимаются равными нулю, т. е. считается, что управление ЛА идеальное и обеспечивает заданную траекторию движения.

В задачах второй группы ЛА рассматривается как твердое тело или система материальных точек, движущихся под действием сил. Поэтому движение ЛА описывается уравнениями сил и уравнениями моментов. В результате решения задач этой группы выясняется возможность движения ЛА по заданной траектории и способы обеспечения такого движения. Задачи этой группы изложены в настоящей (второй) части учебного пособия.

Работа состоит из пяти глав. Рассматриваются вопросы устойчивости и управляемости летательных аппаратов. Описываются зависимости сил и моментов, действующих на ЛА от геометрических параметров, конфигурации, режимов полета. Анализируются вопросы балансировки ЛА, уравнения возмущенного движения. Кратко освещены особенности динамики полета современных самолетов, перспективные разработки в области аэродинамики, динамики полета.

Каждая глава содержит контрольные вопросы для закрепления пройденного материала.

Работа предназначена для студентов III, IV курсов ФЛА направлений «Баллистика и гидроаэродинамика», «Авиастроение», «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей», изучающих курсы «Динамика полета» и «Аэрогидрогазодинамика». Кроме того, пособие может быть полезно при курсовом и дипломном проектировании.

Авторы глубоко признательны в.н.с. Ю.Н. Темлякову и доценту В.П. Одноралу за полезные замечания, сделанные при рецензировании рукописи.

ГЛАВА 1

УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ

1.1. ОБ УСТОЙЧИВОСТИ

Вспомним понятие «устойчивость положения» или «устойчивость равновесия» твердого тела. Различают устойчивое, неустойчивое и безразличное равновесие тела (рис. 1.1).

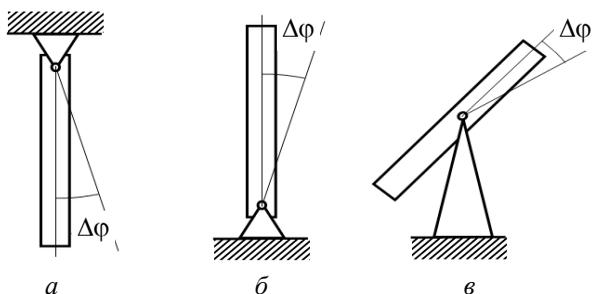


Рис. 1.1. Равновесие твердого тела:

a – устойчивое; *б* – неустойчивое; *в* – безразличное

В том случае когда после отклонения от положения равновесия на величину $\Delta\phi$ тело само возвращается в исходное положение, имеет место устойчивое равновесие, если не возвращается – неустойчивое равновесие, если любое положение равновесно – безразличное равновесие.

Очевидно, что для устойчивости положения необходимы два условия:

1) при отклонении тела от положения равновесия должен возникнуть момент (или сила), действие которого направлено в сторону исходного положения;

2) затухание, или демпфирование, движения тела.

Аналогичные рассуждения применимы по отношению к движению летательного аппарата.

Пусть самолет движется по заданной траектории со скоростью, изменяющейся по определенному закону, при этом положение самолета также изменяется по определенному закону. Такое движение при отсутствии возмущений называется **основным (опорным) движением**.

В полете на самолет действуют силы и моменты, не предусмотренные программой полета, – **возмущающие факторы**. Они могут возникать по различным причинам: неоднородность воздушных масс, неравномерность работы двигателя, технологические отклонения размеров планера, движение масс внутри самолета, сброс грузов, ошибки пилотирования и т. д.

Пусть на самолет в некоторый момент времени кратковременно подействовал возмущающий фактор. После прекращения действия возмущающего фактора самолет будет двигаться по закону, отличному от закона опорного движения. Такое движение называется **возмущенным**.

Если с течением времени возмущенное движение снова переходит в основное, то движение самолета будет устойчивым. Таким образом, **устойчивостью движения самолета** называется свойство кинематических параметров возвращаться к своим исходным значениям в опорном движении после отклонения самолета от исходного движения и прекращения действия возмущающих факторов.

Различают «устойчивость в большом» – при любой величине возмущений и «устойчивость в малом» – при возмущениях не выше каких-либо пределов.

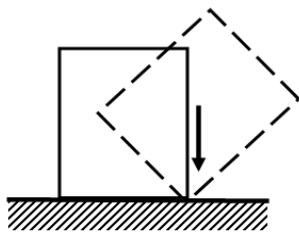


Рис. 1.2. Пример «устойчивости в малом»

Пример «устойчивости в малом» приведен на рис. 1.2. В большинстве технических задач, в том числе в динамике полета ЛА, рассматривается «устойчивость в малом».

Для оценки устойчивости самолета необходимо рассматривать не только сам факт возвращения к опорному движению, но и характер переходного процесса (рис. 1.3).

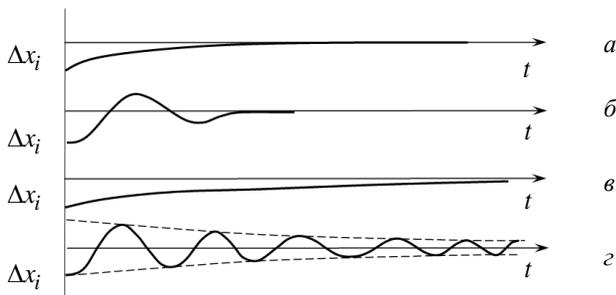


Рис. 1.3. Типы переходных процессов:

a – аperiodический быстрозатухающий; *б* – колебательный быстрозатухающий; *в* – аperiodический слабозатухающий; *г* – колебательный слабозатухающий

Возмущенное движение самолета обычно состоит из нескольких накладывающихся друг на друга колебательных и аperiodических движений. На оценку летчиком устойчивости самолета основное влияние оказывает короткопериодическое движение.

1.2. ОБ УПРАВЛЯЕМОСТИ

Управляемость – это способность самолета реагировать изменениями соответствующих внешних сил на действия рычагами управления. Для того чтобы изменять действующие на самолет внешние силы (на большинстве существующих самолетов), необходимо обеспечить возможность изменять угловое положение самолета в пространстве, следовательно, для управления самолетом необходимо иметь возможность целенаправленно изменять моменты внешних сил. Этого можно добиться перемещением точки приложения силы тяжести (центр тяжести самолета) или изменением точки приложения аэродинамической силы (центра давления).

Первый способ – балансирный, применяется, например, на дельтапланах. Управление современными самолетами осуществляется по второму способу, впервые примененному Можайским.

Рассмотрим пример: пусть исходный режим – горизонтальный полет; требуется увеличить подъемную силу для искривления траектории вверх. Очевидно, для этого необходимо увеличить угол атаки, что требует отклонения руля высоты (рис. 1.4 и 1.5).

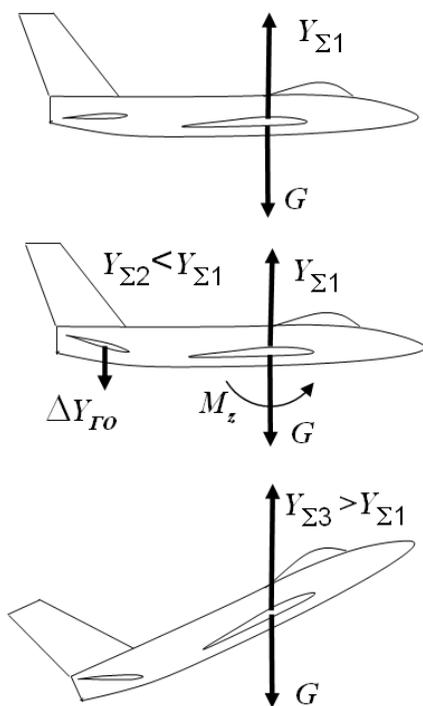


Рис. 1.4. Переход из горизонтального полета в набор высоты

На поворот самолета требуется определенное время. В некоторых случаях это время может получиться большим, а сам переходный процесс недостаточно плавный, с забросами, т. е. самолет будет обладать неудовлетворительной управляемостью.

Данный пример показывает, что устойчивость и управляемость самолетов неразрывно связаны. Отклонение рулей можно рассматривать как возмущение, нарушающее исходный режим полета. После отклонения рулей движение самолета является возмущенным по отношению к новому опорному режиму, соответствующему новому положению рулей. Если самолет обладает хорошей устойчивостью, то и переходный процесс будет удовлетворительным и самолет будет хорошо выдерживать новый опорный режим. Таким образом, хорошая управляемость самолета складывается из хорошей устойчивости, легкости и

точности отклонения рулей, ограничения опасных режимов, возможности вывода из опасных режимов. (Здесь устойчивость следует понимать в широком смысле. В дальнейшем мы рассмотрим преимущества и недостатки статически неустойчивого самолета.)

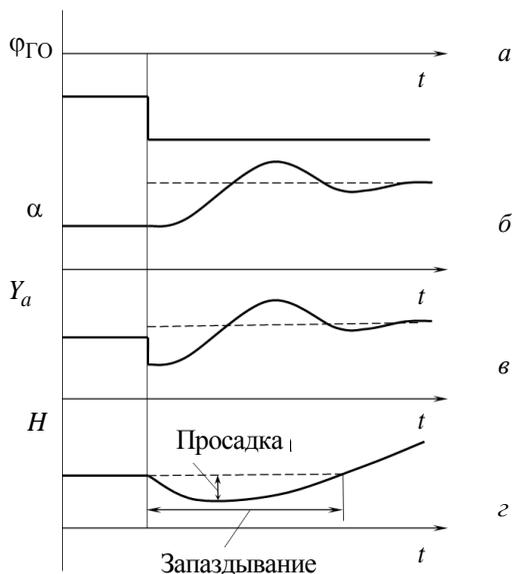


Рис. 1.5. Переходные процессы при отклонении руля высоты:

a – отклонение руля высоты; *б* – угол атаки;
в – подъемная сила; *г* – высота полета

Часто можно встретить неправильное утверждение, что чем больше устойчивость ЛА, тем хуже управляемость. Устойчивость не может быть «больше» или «меньше», она может быть «лучше» или «хуже». «Больше» или «меньше» могут быть коэффициенты статической устойчивости, излишне большие (по модулю) значения которых действительно ухудшают управляемость.

Говорить об устойчивости самолета без указания режимов полета не имеет смысла. Необходимо указывать, свободны или зажаты рули, каковы режим работы двигателя, скорость, центровка, высота и т. д.

1.3. СТАТИЧЕСКАЯ И ДИНАМИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Как показано выше, при оценке устойчивости движения нужно выделить некоторое желаемое, опорное движение, рассчитанное без учета возмущений, и рассмотреть поведение ЛА для случая, когда реальное движение под действием возмущений отклонилось от опорного.

Оценка устойчивости опорного (невозмущенного) движения самолета производится с помощью количественных показателей статической и динамической устойчивости.

Статическая устойчивость самолета характеризует равновесие сил и моментов в опорном движении. **Статически устойчивым** по тому или иному параметру движения называют самолет, у которого отклонение этого параметра от опорного значения приводит к появлению силы (в поступательном движении) или момента (в угловом движении), направленных на уменьшение этого отклонения. Если сила или момент направлены на увеличение отклонения, самолет статически неустойчив.

Поясним это на примере продольного движения. Пусть в опорном продольном движении моменты тангажа, действующие на самолет, сбалансированы, уравновешены. Если теперь в результате возмущающих воздействий угол атаки отклонится от опорного на малую величину $\Delta\alpha$, а положение органов управления не изменится, то равновесие моментов будет нарушено. Возникнет неуравновешенный момент тангажа, стремящийся либо уменьшить начальное отклонение угла атаки, либо увеличить его. В линейном приближении величина этого момента будет равна

$$\Delta M_z = M_z^\alpha \Delta\alpha,$$

где $M_z^\alpha = \frac{\partial M_z}{\partial \alpha}$ – частная производная момента тангажа по углу атаки.

Если частная производная M_z^α будет отрицательной, то при $\Delta\alpha > 0$ возникнет пикирующий момент $\Delta M_z = M_z^\alpha \Delta\alpha < 0$, а при $\Delta\alpha < 0$ – кабрирующий $\Delta M_z > 0$. В обоих случаях возникший после прекращения действия возмущений момент будет стремиться вернуть самолет в исходное положение равновесия: самолет будет обладать продольной статической устойчивостью по углу атаки.

Если, наоборот, $M_z^\alpha > 0$, то при $\Delta\alpha > 0$ возникнет неуравновешенный кабрирующий момент $\Delta M_z = M_z^\alpha \Delta\alpha > 0$, а при $\Delta\alpha < 0$ – пикирующий момент $\Delta M_z = M_z^\alpha \Delta\alpha < 0$, которые будут стремиться увеличивать начальное отклонение угла атаки – самолет будет статически неустойчив по α .

Таким образом, критерий **продольной статической устойчивости** по перегрузке можно записать как $m_z^\alpha < 0$, или $m_z^{C_y} < 0$ (так как $C_y \sim \alpha$ на докритических углах атаки). Знак производной зависит от взаимного положения фокуса и центра масс: $\frac{\partial m_z}{\partial C_y} = -(\bar{x}_F - \bar{x}_T)$.

Рассуждая подобным образом, можно прийти к выводу о том, что, если частная производная коэффициента момента крена по углу скольжения отрицательна ($m_x^\beta < 0$), то самолет обладает **поперечной статической устойчивостью**, а при отрицательной производной коэффициента момента рысканья по углу скольжения ($m_y^\beta < 0$) – **флюгерной статической устойчивостью**.

Влияние отклонения тех или иных параметров движения на статическую устойчивость самолета может быть и более сложным. Так, отклонение перегрузки n_{ya} от опорной (в частности, от $n_{ya} = 1$ для горизонтального полета) при постоянной скорости связано с изменением и угла атаки, и угловой скорости ω_z , поэтому статическая устойчивость по перегрузке будет определяться как производной M_z^α , так и $M_z^{\omega_z}$.

К количественным показателям статической устойчивости самолета относятся степени продольной, поперечной и флюгерной статической устойчивости. Статическая устойчивость – необходимое, но недостаточное условие устойчивости движения.

Другая группа показателей – характеристики динамической устойчивости. При определении **динамической устойчивости** оценивается уже не начальная тенденция к устранению возмущения, а характер переходного процесса (рис. 1.6) и конечное состояние – устойчивость или неустойчивость в смысле Ляпунова (обычно асимптотическая). К характеристикам динамической устойчивости относятся также показатели качества процесса уменьшения (затухания) возмущений: время

затухания отклонений, характер движения в процессе их уменьшения, максимальные значения отклонений, колебательность или монотонность (апериодичность) процесса затухания и т. п.

Многие опорные режимы, реализуемые в полете, таковы, что угловое ускорение или равно нулю, или невелико. В этом случае можно принять, что вектор моментов, действующих на самолет относительно его центра масс, $\vec{M}_R = 0$. Режимы полета, в которых можно с достаточной степенью точности считать действующие на самолет моменты уравновешенными, сбалансированными ($\vec{M}_R = 0$), называются **баланси- ровочными**.

Отклонения органов управления креном (элероны, элевоны), рысканием (руль направления) и тангажом (руль высоты, управляемый стабилизатор, элевоны), обеспечивающие равенство нулю моментов $M_{Rx} = 0$, $M_{Ry} = 0$ и $M_{Rz} = 0$ для данного опорного режима полета, называются **баланси- ровочными отклонениями** органов управления. Эти отклонения подбираются летчиком или автоматикой так, чтобы создаваемый ими момент уравновешивал остальные моменты в заданном опорном движении на заданных углах атаки, скольжения, скорости и т. п.

Потребные для балансировки самолета на различных режимах отклонения органов управления, перемещения рычагов управления, усилия на них в установившемся опорном движении количественно характеризуют **статическую управляемость** самолета.

Основными количественными **показателями статической управ- ляемости** являются производные отклонений рычагов управления и усилий, прикладываемых к ним, по параметрам движения, характеризующим реакцию самолета на действия летчика, например в продольном движении

$\frac{dx_B}{dn_{ya}}$, $\frac{dP_B}{dn_{ya}}$ где x_B – величина линейного отклонения

ручки управления рулем высоты; P_B – усилие, прикладываемое к ручке, а представленные производные – градиенты хода ручки и усилия по перегрузке. Аналогичные показатели используются для оценки управляемости по скорости, путевой (по рысканию) и поперечной (по крену) статической управляемости. Оцениваются также максимальные значения отклонения рычагов управления, усилий, сама возможность балансировки на предельных режимах полета и т. п.

Другая группа показателей управляемости – **характеристики динамической управляемости**.

При оценке динамической управляемости рассматривается характер реакции самолета на отклонение органов управления от их балансирующих значений для перехода от одного установившегося режима полета к другому, для парирования возмущений и для выполнения существенно неустановившихся маневров (рис. 1.6).

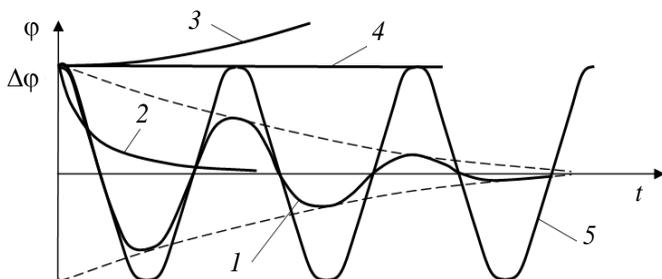


Рис. 1.6. Переходные процессы различного характера:

- 1 – устойчивый колебательный;
- 2 – устойчивый аperiodический;
- 3 – неустойчивый аperiodический;
- 4 – безразличный;
- 5 – без демпфирования

Требования к количественным характеристикам (показателям) устойчивости и управляемости закреплены в документах «АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА. Часть 23. НОРМЫ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ ГРАЖДАНСКИХ ЛЕГКИХ САМОЛЕТОВ» и других аналогичных документах.

По требованиям, предъявляемым к показателям устойчивости и управляемости, самолеты в зависимости от их массы и основного назначения подразделяются на классы: маневренные самолеты, ограниченно маневренные и неманевренные со взлетной массой до 100 т и свыше 100 т. Вид требований может быть различен в зависимости от целевых задач самолета и этапов полета, их выполнение является необходимым условием допуска самолета к летной эксплуатации.

Разработка требований к показателям устойчивости и управляемости самолета данного класса проводится на основе анализа и обобщения полученных в летных испытаниях оценок самолетов летчиками. В последние годы при формировании требований широко применяется математическое моделирование процесса пилотирования самолета, что позволяет глубже понять процесс взаимодействия самолета с летчиком.

В процессе проектирования самолета выбор ряда проектных параметров (прежде всего таких, как параметры оперения и органов управления, положение ЦМ самолета и др.), удовлетворяющих требованиям к характеристикам устойчивости и управляемости, проводится на основе соответствующих расчетов. Показатели устойчивости и управляемости детально проверяются и корректируются в процессе летных испытаний и доводки самолета.

Как показывает опыт, только средствами аэродинамической компоновки нельзя обеспечить для современного скоростного (особенно сверхзвукового) самолета статическую и динамическую устойчивость и хорошую управляемость во всем диапазоне высот и скоростей полета. Только включение в систему управления специальных автоматических устройств позволяет получить необходимые характеристики устойчивости и управляемости самолета.

1.4. РАЗДЕЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА НА ПРОДОЛЬНОЕ И БОКОВОЕ

Исследование пространственного движения самолета в общем случае является очень сложной задачей, поэтому его обычно раскладывают на две составляющие: продольное и боковое движение. Рассмотрим основания для такого подхода.

На рис. 1.7 показаны плоскости самолета: Oxy – продольная, Oxz и Oyz – боковые плоскости.

В продольной плоскости действуют силы F_x , F_y и момент M_z . Угловое перемещение, обусловленное ω_z , и линейные перемещения, обусловленные проекцией скорости на плоскость симметрии ЛА, называются **продольным движением**.

В боковой плоскости действуют сила F_z и моменты M_x и M_y . Угловые перемещения, обусловленные ω_x и ω_y , и линейное перемещение, обусловленное проекцией скорости на ось Oz , называются **боковым движением**.

В общем случае при движении самолета кинематические параметры продольного и бокового движения взаимосвязаны.

Исследование движения самолета можно упростить, если:

- 1) самолет симметричен относительно плоскости Oxy ;
- 2) принять за исходное состояние полет без крена и скольжения;
- 3) возмущения параметров малы.

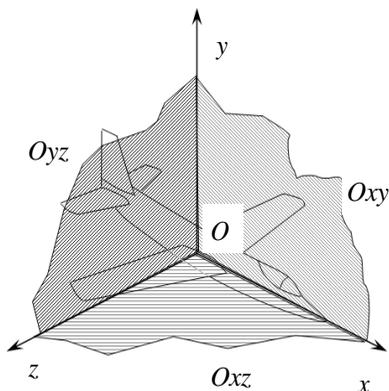


Рис. 1.7. Продольная и боковые плоскости самолета

При наличии этих условий первые производные аэродинамических сил и моментов, действующих в продольной плоскости по параметрам бокового движения, примерно равны нулю в начальный момент времени (рис. 1.8), то же – для производных боковых сил и моментов по параметрам продольного движения. Тогда:

а) если возмущения получают только параметры V , α , ϑ , ω_z , то возмущение движения самолета происходит только в продольной плоскости;

б) если самолет получает возмущение только боковых параметров β , γ , ω_x и ω_y , то возмущение движения протекает так, что параметры продольного движения не меняются.

Поскольку боковое движение сопровождается вращением относительно двух осей, оно в известном смысле сложнее, чем продольное. В общем случае при достаточно больших возмущениях боковое движение вызывает существенное изменение параметров продольного движения, т. е. возмущенное движение самолета принимает в этом случае пространственный характер. Таким образом, в отличие от продольного изолированное боковое движение может рассматриваться только при малых возмущениях: малых в том смысле, что становится возможным пренебрегать нелинейными членами в уравнениях движения. Кроме того, исследование бокового возмущенного движения,

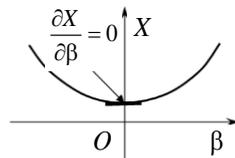


Рис. 1.8. Зависимость продольной силы от угла скольжения

независимо от продольного, возможно лишь при условии, что гироскопические моменты от силовой установки, нарушающие динамическую симметрию самолета, невелики, а за исходный невозмущенный режим принят прямолинейный горизонтальный установившийся полет без крена и скольжения. При перечисленных допущениях характеристики боковой устойчивости и управляемости определяются с помощью достаточно простых математических моделей, позволяющих получить простые инженерные соотношения между характеристиками боковой устойчивости и управляемости, с одной стороны, и конструктивными параметрами и режимами полета самолета, с другой.

Таким образом, при введенных выше допущениях можно рассматривать независимо продольное и боковое движение, что существенно упрощает анализ устойчивости и управляемости самолета. Система дифференциальных уравнений, описывающих движение самолета, распадается при этом на две независимые системы.

В соответствии с этим будем рассматривать отдельно продольную и боковую устойчивость самолета. Боковую устойчивость самолета часто подразделяют на **поперечную** и **флюгерную** (или **путевую**).

Контрольные вопросы к главе 1

1. Какие различают виды равновесия твердого тела?
2. Каковы условия устойчивого равновесия тела?
3. Что такое опорное движение самолета?
4. Каковы условия устойчивости движения самолета?
5. Какие существуют типы переходных процессов?
6. Что такое управляемость самолета?
7. Что такое статическая устойчивость самолета?
8. Каковы критерии продольной статической, поперечной и флюгерной устойчивости самолета?
9. Что такое балансировка самолета?
10. При каких условиях возможно разделение движения самолета на продольное и боковое?

ГЛАВА 2

СИЛЫ И МОМЕНТЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ

2.1. ГИПОТЕЗА СТАЦИОНАРНОСТИ

При неустановившемся движении ЛА аэродинамические силы, зависящие от кинематических характеристик, будут функциями времени. Условия обтекания частей летательного аппарата неустановившимся потоком воздуха могут весьма заметно отличаться от условий обтекания этих же частей стационарным, установившимся потоком. Различие в условиях обтекания приводит к различию и в аэродинамических силах и моментах, действующих на летательный аппарат при установившемся и неустановившемся полетах. Эти различия тем больше, чем быстрее изменяются по времени кинематические параметры движения, например угол атаки, скорость полета и т. д. На рис. 2.1 приведен пример зависимости аэродинамических характеристик от предыстории даже при стационарном обтекании – при увеличении и уменьшении угла атаки подъемная сила изменяется по разным законам, как бы «помнит» свои предыдущие значения. Это явление называется гистерезисом подъемной силы крыла и связано со срывом потока с его поверхности.

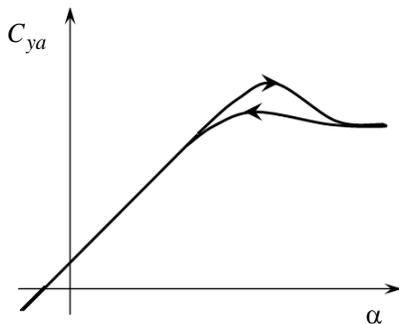


Рис. 2.1. Гистерезис подъемной силы

Известно, что быстро колеблющееся в вертикальной плоскости крыло может даже создавать силу тяги, хотя в стационарных условиях на то же крыло действует в направлении движения лишь сила лобового сопротивления.

Таким образом, аэродинамические силы и их моменты определяются не только кинематическими параметрами в данный момент времени, но и всей «предысторией» движения. Следовательно, при определении аэродинамических сил мы должны были бы считать, что они зависят от углов атаки α и скольжения β и от их производных по времени, от углов отклонения рулей и от их производных по времени, от скорости и высоты полета и от их производных по времени и т. д. Даже если пренебречь изменением плотности воздуха с течением времени, т. е. рассматривать движение на небольшом интервале времени, когда высота полета не успевает существенно измениться, надо было бы исходить из зависимостей следующего вида: $c_y = c_y(\alpha, \dot{\alpha}, \ddot{\alpha}, \dots; V, \dot{V}, \ddot{V}, \dots; \beta, \dot{\beta}, \ddot{\beta}, \dots; \dots)$; $m_z = m_z(\alpha, \dot{\alpha}, \ddot{\alpha}, \dots; V, \dot{V}, \ddot{V}, \dots; \beta, \dot{\beta}, \ddot{\beta}, \dots; \dots)$ и т. д.

Такая постановка чрезвычайно усложнила бы решение задачи об устойчивости движения летательного аппарата и его управляемости и сделала это решение малоприменимым для инженерной практики. На помощь здесь приходят следующие соображения.

В большинстве случаев при решении задач, связанных с изучением неустановившегося движения летательного аппарата, кинематические параметры движения (например угол атаки, скорость полета и т. д.) изменяются по времени сравнительно медленно, а срыв потока отсутствует. Из-за этого нестационарность обтекания сказывается на величине аэродинамических сил и моментов незначительно. Поэтому в первом приближении можно принять, что основное влияние на структуру обтекания в каждый момент времени оказывают кинематические параметры, соответствующие именно этому моменту времени.

Обычно при исследовании неустановившегося движения летательного аппарата используется **гипотеза стационарности**, которую можно сформулировать следующим образом: аэродинамические силы и моменты, действующие на летательный аппарат в неустановившемся полете в данный момент времени, полностью определяются кинематическими параметрами движения в этот момент времени.

Другими словами, предполагается, что аэродинамические силы и моменты в некоторый момент времени при неустановившемся движении получаются такими же, как в установившемся движении, с теми

же углом атаки α , скольжения β , скоростью полета V плотностью воздуха ρ и угловой скоростью ω , которые реализуются в данный момент времени при неустановившемся движении.

Обычно предполагается, что угловая скорость ω не влияет на величину аэродинамических сил, действующих на ЛА. При определении моментов аэродинамических сил, действующих на ЛА, пренебрегать ролью угловой скорости вращения летательного аппарата уже нельзя, так как с угловой скоростью связано возникновение таких важных моментов, как момент демпфирования.

Таким образом, основываясь на гипотезе стационарности при изучении устойчивости и управляемости летательных аппаратов, будем считать, что аэродинамические силы – функции высоты и скорости полета, углов атаки и скольжения, углов отклонения рулей, а аэродинамические моменты, кроме того, – функции угловой скорости вращения летательного аппарата вокруг центра масс.

Гипотеза стационарности чрезвычайно упрощает анализ и с этой точки зрения весьма плодотворна. Вряд ли наши сведения по устойчивости полета самолетов были бы такими обширными, если бы в основу анализа не была положена гипотеза стационарности. Однако необходимо иметь в виду, что эта гипотеза есть лишь первое приближение, грубая модель действительного явления, особенно на околокритических углах атаки при наличии срыва потока и аэродинамического гистерезиса.

Все же во многих случаях гипотеза стационарности может служить достаточно надежным фундаментом для анализа.

Итак, в соответствии с гипотезой стационарности полная величина моментов аэродинамических сил при неустановившемся движении летательного аппарата может быть представлена в виде суммы:

1) моментов аэродинамических сил, которые действовали бы на летательный аппарат при установившемся прямолинейном полете с теми же углами атаки и скольжения α и β и с теми же плотностью воздуха и скоростью полета ρ и V , что и в данный момент времени при неустановившемся движении;

2) моментов, обусловленных постоянной по времени угловой скоростью ω вращения летательного аппарата вокруг центра масс, равной угловой скорости в данный момент времени при неустановившемся движении. Это положение, справедливое для неустановившегося движения лишь приближенно, становится точным для криволинейного, установившегося движения.

2.2. ПРОДОЛЬНЫЕ СИЛЫ И МОМЕНТЫ

Продольным моментом M_z (моментом тангажа) называется момент самолета относительно поперечной оси Oz (рис. 2.2), проходящей через центр масс (центр тяжести – ЦТ).

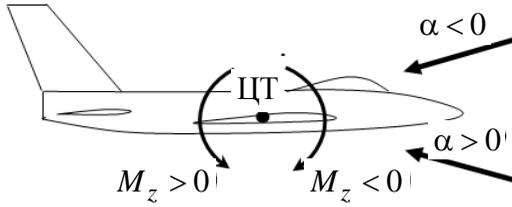


Рис. 2.2. К определению продольного момента самолета

Критерием продольной устойчивости по перегрузке является условие $m_z^{C_y} < 0$, поэтому особый интерес представляет зависимость $M_z(\alpha)$ или $M_z(C_y)$ при фиксированном руле высоты.

Надежное определение M_z возможно при продувках самолета или его модели. В первом приближении M_z можно принять равным сумме моментов отдельных частей самолета (крыла, фюзеляжа, горизонтального оперения ГО и т. д.). Обычно принято рассматривать продольный момент самолета как сумму момента без ГО ($M_{z\text{бГО}}$) и момента ГО ($M_{z\text{ГО}}$):

$$M_{z\text{сам}} = M_{z\text{бГО}} + M_{z\text{ГО}}. \quad (2.1)$$

Здесь $M_{z\text{бГО}} = M_{z\text{кр}} + M_{z\text{ф}} + M_{z\text{гонд}} + M_{z\text{шасси}} + \dots$ – продольные моменты элементов самолета: крыла, фюзеляжа, мотогондол и т. д.

Обычно принято пользоваться не размерными величинами M_{zi} , а соответствующими коэффициентами продольного момента m_{zi} :

$$m_{zi} = \frac{M_{zi}}{qSb_{\text{САХ}}}, \quad (2.2)$$

где $q = \rho \frac{V_\infty^2}{2}$ – скоростной напор; S – площадь крыла, $b_{\text{САХ}}$ (или b_A) – средняя аэродинамическая хорда.

Для крыла сложной в плане формы под $b_{САХ}$ понимают хорду эквивалентного прямоугольного крыла с той же площадью S , с теми же силами X , Y и моментом M_z . Например, для трапециевидного крыла $b_{САХ}$ определяется графически (рис. 2.3).

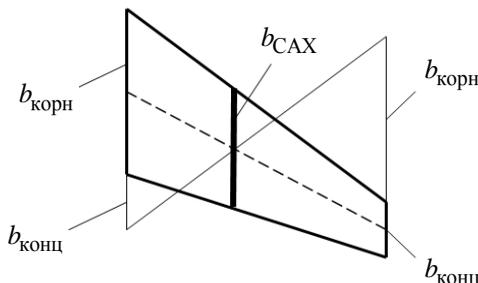


Рис. 2.3. К определению средней аэродинамической хорды

Из равенства (2.1) с учетом (2.2) имеем

$$m_{z\text{сам}} = m_{z\text{ГО}} + m_{z\text{ГО}} \cdot \quad (2.3)$$

2.3. ПРОДОЛЬНЫЙ МОМЕНТ КРЫЛА В УСТАНОВИВШЕМСЯ ПРЯМОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ

Продольный момент крыла составляет основную часть момента самолета без ГО.

Обычно при продувках или расчетах определяют $m_z = f(\alpha)$ или $m_z = f(C_y)$ (рис. 2.4) относительно носка средней аэродинамической хорды ($b_{САХ}$), а затем m_z можно пересчитать относительно любой точки (например, ЦТ, когда его положение будет известно).

При докритических углах атаки ($\alpha < \alpha_{кр}$) и заданном числе Маха ($M = \text{const}$) коэффициент момента тангажа относительно носка $b_{САХ}$ линейно зависит от нормальной силы:

$$m_z = m_{z0} + m_z^{C_y} C_y, \quad (2.4)$$

где m_{z0} зависит от формы профиля и крутки крыла; $m_z^{C_y} = \frac{\partial m_z}{\partial C_y}$, для тонкого профиля относительно носка $b_{САХ}$ $m_z^{C_y} \approx 1/4$ на дозвуке, $m_z^{C_y} \approx 1/2$ на сверхзвуке.

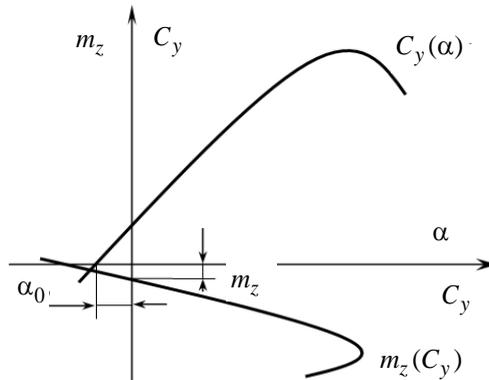


Рис. 2.4. Коэффициенты аэродинамических сил и моментов

Относительно произвольной точки (обычно ЦТ самолета) выражение для m_z имеет аналогичный (2.4) вид, причем m_{z0} не зависит от координаты выбранной точки, а величина $m_z^{C_y}$ зависит от значения $m_z^{C_y}$ относительно носка профиля и положения точки приведения момента.

Рассмотрим прямоугольное в плане крыло. Пусть ЦТ лежит в плоскости хорд (рис. 2.5), ЦД – центр давления. Момент крыла относительно ЦТ ($M_{zТ}$) можно представлять в следующем виде:

$$M_{zТ} = -(x_D - x_T)Y = -x_D Y + x_T Y. \quad (2.5)$$

Здесь $-x_D Y = M_z = m_z q S b_{САХ}$ – момент относительно носка $b_{САХ}$; $Y = C_y q S$. Тогда

$$M_{zТ} = m_z q S b + C_y q S \cdot x_T.$$

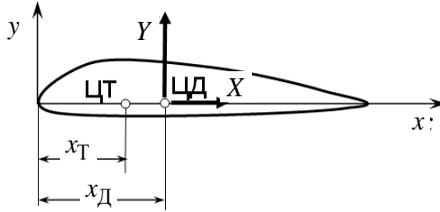


Рис. 2.5. К определению продольного момента крыла

Обозначив $\bar{x}_T = \frac{x_T}{b}$, из (2.5) получим

$$m_{zT} = m_{z0} + m_z^{C_y} C_y + C_y \bar{x}_T = m_{z0} + \left(m_z^{C_y} + \bar{x}_T \right) C_y, \quad (2.6)$$

где значение $m_z^{C_y}$ определено относительно носка $b_{САХ}$.

2.4. ПОНЯТИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ФОКУСА. ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ НА ПОЛОЖЕНИЕ ФОКУСА

Аэродинамическим фокусом крыла по углу атаки называется точка на хорде, в которой происходит приращение подъемной силы при изменении угла атаки. Момент относительно фокуса при $\alpha < \alpha_{кр}$ не зависит от C_{ya} (а значит, и от α) и равен M_{z0} . У симметричного профиля $M_{z0} = 0$, поэтому ЦД совпадает с фокусом.

Безразмерную координату фокуса \bar{x}_F определим из (2.6), учитывая, что при малых α $C_y \approx C_{ya}$, обозначив теперь координату точки приведения \bar{x}_F , а не \bar{x}_T , и приравняв множитель при C_y нулю:

$$\left(m_z^{C_y} + \bar{x}_F \right) = 0, \text{ откуда}$$

$$\bar{x}_F = \frac{x_F}{b_{САХ}} = -\frac{\partial m_z}{\partial C_{ya}} \approx -\frac{\partial m_z}{\partial C_y} = -m_z^{C_y}, \quad (2.7)$$

где значение $m_z^{C_y}$ определено относительно носка $b_{САХ}$.

Из (2.6) с учетом (2.7) получаем относительно ЦТ:

$$m_{зкр} = m_{z0кр} - (\bar{x}_{Fкр} - \bar{x}_T) C_y, \quad (2.8)$$

т. е. в выражении (2.4), записанном для коэффициента момента относительно точки с координатой \bar{x}_T , значение производной $m_z^{C_y} = -(\bar{x}_F - \bar{x}_T)$, а в частном случае – относительно носка $b_{САХ}$: $m_z^{C_y} = -\bar{x}_F$.

Формулы (2.4) и (2.8) полезно запомнить, так как аналогичный вид имеют выражения для моментов любых элементов и самолета в целом.

Зависимость момента крыла и положения фокуса от различных параметров

1. Крыло прямоугольной формы:

а) из (2.8) видно, что $m_{зкр}$ крыла зависит от относительного положения ЦТ и фокуса. При $\bar{x}_F > \bar{x}_T$ величина $m_z^{C_y} < 0$ и, наоборот, при $\bar{x}_F < \bar{x}_T$ величина $m_z^{C_y} > 0$;

б) если ЦТ не лежит в плоскости хорд, то возникает момент от продольной силы X ; $\Delta m_{зкр} = -\bar{y}_T C_x$, где $\bar{y}_T = \frac{y_T}{b_{САХ}}$.

При $|\bar{y}_T| \leq 0,1$ величиной $\Delta m_{зкр}$ можно пренебречь. При $M \gg 1$ значения C_x велики, поэтому $\Delta m_{зкр}$ необходимо учитывать.

2. Для крыльев сложной в плане формы фокус крыла можно подсчитать, зная фокусы отдельных сечений:

а) для прямоугольного в плане крыла $\bar{x}_{Fкр} \approx \frac{1}{4}$ при $M \ll 1$;

б) для стреловидных крыльев фокус смещается назад на величину $\Delta \bar{x}_{Fкр} \approx \lambda \operatorname{tg} \chi \frac{\eta + 2}{b(\eta + 1)}$ (рис. 2.6).

При прочих равных условиях $\Delta \bar{x}_{Fкр}$ тем больше, чем больше угол стреловидности χ и удлинение крыла λ .

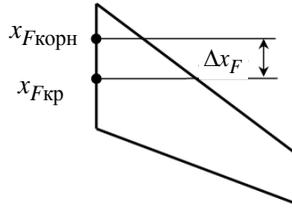


Рис. 2.6. К определению фокуса стреловидного крыла

3. Положение \bar{x}_F профиля, а следовательно, и $m_{зкр}$ сильно зависит от числа M полета.

При малых дозвуковых скоростях ($M \ll M_{кр}$):

- а) для прямоугольного крыла $\bar{x}_{F_{кр}} \approx \frac{1}{4}$;
- б) для стреловидных крыльев $\bar{x}_{F_{кр}} \approx 0,3...0,35$;
- в) для треугольного крыла $\bar{x}_{F_{кр}} \approx 0,40...0,41$.

На сверхзвуковых скоростях для профиля $\bar{x}_F \approx \frac{1}{2}$.

У стреловидных и треугольных крыльев при увеличении числа Маха смещение фокуса $\Delta \bar{x}_{F_{кр}}$ меньше, чем у прямоугольного (рис. 2.7), следовательно, их применение на высокоскоростных самолетах будет целесообразно и с этой точки зрения.

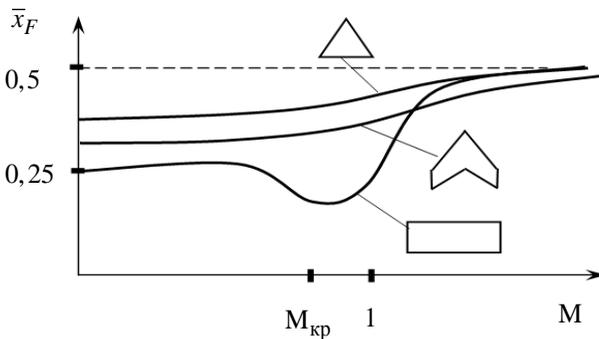


Рис. 2.7. Влияние формы крыла в плане на зависимость положения фокуса от числа Маха

4. Для зависимости $m_{z0кр}$ от формы профиля характерно следующее:

а) у симметричных профилей $m_{z0кр} = 0$;

б) у выпуклых профилей $m_{z0кр} < 0$, при этом чем больше выпуклость профиля, тем больше становится $m_{z0кр}$ по абсолютной величине, оставаясь отрицательным;

в) у S-образных профилей может быть как $m_{z0кр} < 0$, так и $m_{z0кр} > 0$.

При наличии стреловидности $m_{z0кр}$ зависит от распределения крутки по размаху, а кроме того, сильно зависит от числа М, поэтому на сверхзвуковых самолетах обычно применяются близкие к симметричным профили с $m_{z0кр}^M \approx 0$.

5. Зависимость $m_{zкр}$ от конфигурации самолета.

На взлете и посадке для увеличения $C_{увзл(пос)}$ отклоняют закрылки или другие элементы механизации, что увеличивает выпуклость профиля, и, следовательно, растет по модулю $m_{z0кр}$; кроме того, при использовании выдвижной механизации возможно смещение фокуса назад за счет приращения $b_{САХ}$.

$$m_{zкр}^{закр} = (m_{z0кр} + \Delta m_{z0закр}) - ((\bar{x}_F + \Delta \bar{x}_{Fзак}) - \bar{x}_T)(C_y + \Delta C_{yзак}).$$

Таким образом, на взлете и посадке значительно увеличивается момент крыла на пикирование. Этот случай является расчетным для определения предельно передней центровки и оценки эффективности руля высоты.

2.5. ПРОДОЛЬНЫЙ МОМЕНТ САМОЛЕТА БЕЗ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

Продольный момент самолета без ГО складывается из продольного момента крыла, фюзеляжа, подвесок, шасси и т. д.

Продольный момент фюзеляжа существенно зависит от формы фюзеляжа и положения ЦТ по его длине. По сравнению с моментом

крыла он обычно невелик, его учитывают, вводя в момент крыла соответствующие поправки: $m_{z0кр.ф} = m_{z0кр} + \Delta m_{z0ф}$, $\bar{x}_{Fкр.ф} = \bar{x}_{Fкр} + \bar{x}_{Fф}$.

Обычно фюзеляж смещает фокус самолета без ГО на 3...5 % $b_{САХ}$ вперед, т. е. $\Delta \bar{x}_{Fф} = -0,03...0,05$.

Продольные моменты гондол, фонаря и других аналогичных элементов малы по сравнению с моментами крыла. Они учитываются аналогично введением поправок в момент крыла. Например, при установке двигателя на крыле смещение $\Delta x_{Fгонд}$ составляет до 4 % $b_{САХ}$ вперед.

Таким образом, продольный момент самолета без ГО

$$m_{zбГО} = \left[m_{z0кр} + \sum \Delta m_{z0i} \right] - \left[\left(\bar{x}_{Fкр} + \Delta \sum \bar{x}_{Fi} \right) - \bar{x}_T \right] C_{yбГО},$$

или

$$m_{zбГО} = m_{z0бГО} - (\bar{x}_{FбГО} - \bar{x}_T) C_{yбГО}. \quad (2.9).$$

Продольный момент тяги двигателей (рис. 2.8) определяется как

$$M_{zP} = -y_P P_\Sigma.$$

По аналогии вводится коэффициент продольного момента тяги:

$$m_{zP} = \frac{M_{zP}}{qSb_{САХ}}.$$

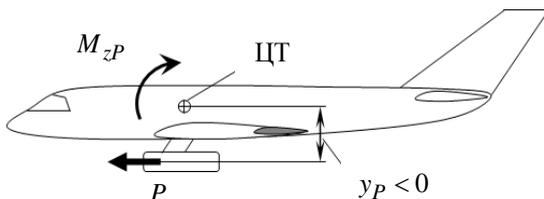


Рис. 2.8. К определению продольного момента от тяги двигателей

Чем больше плечо двигателя y_P , тем больше продольный момент тяги относительно центра масс. Это нежелательное явление, так как

при изменении режима работы двигателей (или при отказе двигателя) значительно меняется продольный момент. Поэтому на самолетах стремятся располагать двигатели таким образом, чтобы момент тяги относительно центра тяжести был минимальным. Хотя был случай, когда большой момент тяги сыграл положительную роль: при отказе руля высоты пилотам удалось, изменяя тягу двигателей, сбалансировать самолет и произвести посадку.

Для большинства самолетов $m_{zP} \ll m_{zкр}$, и часто принимают $m_{zP} \approx 0$.

При работе двигателя момент тангажа изменяется не только за счет момента тяги, но и за счет влияния работы двигателя на обтекание элементов самолета, что необходимо учитывать при точных расчетах.

2.6. ПРОДОЛЬНЫЙ МОМЕНТ ГО В УСТАНОВИВШЕМСЯ ПРЯМОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ

Горизонтальное оперение (ГО) выполняет следующие функции:

- 1) служит для управления самолетом;
- 2) создает требуемую степень статической устойчивости;
- 3) создает необходимую величину демпфирующего момента.

ГО может быть расположено за крылом (нормальная схема) и перед крылом (схема «утка»).

Момент ГО относительно ЦТ (рис. 2.9) определится в виде

$$M_{zГО} = M_{z0ГО} + X_{ГО}y_{ГО} - Y_{ГО}L_{ГО},$$

где $M_{z0ГО}$ – момент ГО при $Y_{ГО} = 0$; $L_{ГО}$ – плечо ГО (расстояние от ЦТ до фокуса (или центра давления) ГО, обычно – до $\frac{1}{4}b_{САХГО}$).

В дальнейших рассуждениях имеем в виду следующее:

1) для оперения обычно используются симметричные профили, следовательно, $M_{z0ГО} = 0$;

2) обычно $y_{ГО} < L_{ГО}$, $X_{ГО} \ll Y_{ГО}$ и произведением $(X_{ГО}y_{ГО})$ можно пренебречь. Тогда $M_{zГО} = -Y_{ГО}L_{ГО}$.

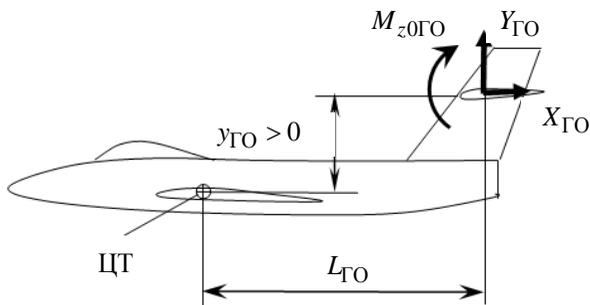


Рис. 2.9. К определению продольного момента ГО

У нормальной схемы $L_{ГО} > 0$, у схемы «утка» – $L_{ГО} < 0$.
Представим продольный момент ГО в виде

$$M_{zГО} = -(C_{yГО} q_{ГО} S_{ГО}) L_{ГО}.$$

Разделив правую и левую часть на $q S b_{САХ}$, получим коэффициент продольного момента ГО:

$$m_{zГО} = -C_{yГО} \left(\frac{q_{ГО}}{q} \right) \left(\frac{S_{ГО} L_{ГО}}{S b_{САХ}} \right).$$

Обычно $q_{ГО} < q$ вследствие торможения потока. Обозначим

$K_{ГО} = \frac{q_{ГО}}{q} = \frac{V_{ГО}^2}{V^2}$ – коэффициент торможения потока. Кроме того, введем

$A_{ГО} = \frac{S_{ГО} L_{ГО}}{S b_{САХ}}$ – безразмерный коэффициент статического момента

площади ГО относительно ЦТ самолета. Эта величина оказывает большое влияние на устойчивость и управляемость самолетов; обычно $A_{ГО} = (0,2 \dots 0,8)$. Тогда

$$m_{zГО} = -C_{yГО} K_{ГО} A_{ГО}. \quad (2.10)$$

Зависимости $C_{yГО} = f(\alpha_{ГО}, \delta_B)$ представлены на рис. 2.9.

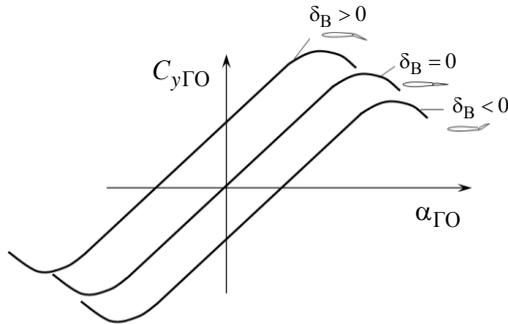


Рис. 2.9. Зависимости коэффициента нормальной силы от угла атаки ГО и угла отклонения руля высоты

При малых значениях углов атаки ($|\alpha_{ГО}| \leq 12^\circ$) и отклонениях руля ($|\delta_B| \leq 20^\circ$) величина $C_{yГО}$ линейно зависит от $\alpha_{ГО}$ и δ_B . Тогда

$$C_{yГО} = C_{yГО}^\alpha \alpha_{ГО} + C_{yГО}^\delta \delta_B, \text{ или } C_{yГО} = C_{yГО}^\alpha (\alpha_{ГО} + n_B \delta_B), \quad (2.11)$$

где $n_B = \frac{C_{yГО}^\delta}{C_{yГО}^\alpha}$ – относительный коэффициент эффективности руля высоты.

При числах $M < M_{кр}$ он может быть найден в виде

$$n_B \approx 0,9 \sqrt{\frac{S_{PB}}{S_{ГО}}} \cos \chi \quad (\text{рис. 2.10}).$$

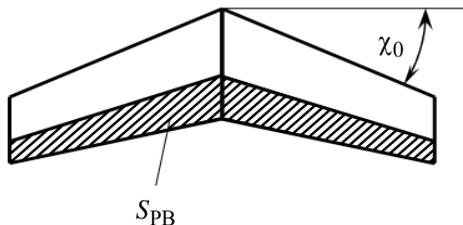


Рис. 2.10. К определению коэффициента эффективности руля высоты

Для цельноповоротного ГО $n_B = 1$.

При переходе через скорость звука эффективность руля высоты резко падает. Это связано с тем, что при $M \gg M_{кр}$ аэродинамические нагрузки при отклонении руля изменяются только на нем (рис. 2.11). С учетом того, что при $M > 1$ возрастает степень продольной статической устойчивости и требуется увеличение эффективности управления, для сверхзвуковых самолетов обычно применяется цельноповоротное горизонтальное оперение.

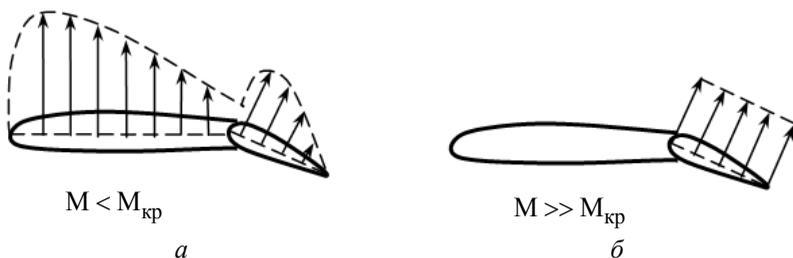


Рис. 2.11. Изменение аэродинамической нагрузки на ГО на дозвуке (а) и сверхзвуке (б)

Зависимость n_B от числа Маха показана на рис. 2.12. Как видно из графика, для толстых профилей характерно резкое изменение коэффициента в районе $M_{кр}$.

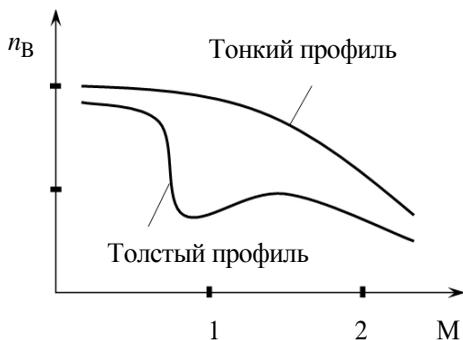


Рис. 2.12. Зависимости коэффициента эффективности руля высоты от числа Маха

Определим угол атаки оперения. Как видно из рис. 2.13,

$$\alpha_{\text{ГО}} = \alpha + \varphi - \varepsilon, \quad (2.12)$$

где φ – угол установки стабилизатора; ε – угол скоса потока в области ГО.

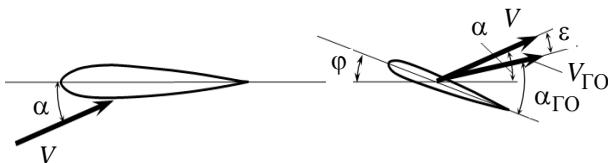


Рис. 2.13. К определению угла атаки ГО

Величина ε существенно зависит от взаимного расположения ГО и крыла, а также числа M , $\alpha_{\text{ГО}}$, C_y . При прочих равных условиях считаем, что ε прямо пропорционален C_y .

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial C_y} C_y = \varepsilon_0 + \frac{\varepsilon^\alpha}{C_y^\alpha} C_y. \quad (2.13)$$

Здесь C_y взят для крыла; ε_0 – угол скоса при $C_y = 0$. Обычно $\varepsilon_0 \approx 0,5 \dots 1,5^\circ$ – зависит в основном от положения ГО и фюзеляжа.

Перепишем (2.11) с учетом (2.9), (2.12), (2.13). Получим

$$m_{z\text{ГО}} = -C_{y\text{ГО}}^\alpha \left(\alpha + \varphi - \varepsilon_0 - \frac{\varepsilon^\alpha}{C_y^\alpha} C_y + n_B \delta_B \right) A_{\text{ГО}} K_{\text{ГО}}. \quad (2.14)$$

Выразим угол атаки крыла α через его C_y . Как известно, $C_y = C_y^\alpha (\alpha - \alpha_0)$, откуда $\alpha = \frac{C_y}{C_y^\alpha} + \alpha_0$. С учетом преобразований перепишем (2.14), сгруппировав отдельно члены, зависящие от C_y , и получим коэффициент продольного момента ГО в виде

$$m_{z\text{ГО}} = -A_{\text{ГО}} K_{\text{ГО}} C_{y\text{ГО}}^\alpha \left[C_y \frac{1}{C_y^\alpha} (1 - \delta^\alpha) - \varepsilon_0 + \alpha_0 + \varphi + n_B \delta_B \right]. \quad (2.15)$$

2.7. ПРОДОЛЬНЫЙ МОМЕНТ САМОЛЕТА В УСТАНОВИВШЕМСЯ ПРЯМОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ

Представим продольный момент самолета в виде суммы:

$$m_{z\text{сам}} = m_{z\delta\text{ГО}} + m_{z\text{ГО}}.$$

Подставляя сюда выражения из (2.9) и (2.14), сгруппируем члены, которые зависят от C_y и не зависят от него:

$$m_{z\text{сам}} = \left[m_{z\delta\text{ГО}} - C_{y\text{ГО}}^\alpha K_{\text{ГО}} A_{\text{ГО}} (\alpha_0 - \varepsilon_0 + \varphi + n_B \delta_B) \right] - \left\{ \left[\bar{x}_{F\delta\text{ГО}} + \frac{C_{y\text{ГО}}^\alpha}{C_y} K_{\text{ГО}} A_{\text{ГО}} (1 - \varepsilon^\alpha) \right] - \bar{x}_T \right\} C_y. \quad (2.16)$$

По аналогии с фокусом крыла введем понятие **фокуса самолета**: это точка в плоскости симметрии самолета, относительно которой продольный момент при изменении угла атаки не изменяется, тогда

$$m_{z\text{сам}} = m_{z\text{сам}} - (\bar{x}_{F\text{сам}} - \bar{x}_T) C_y. \quad (2.17)$$

Из (2.16) видно, что ГО смещает фокус самолета на величину

$$\Delta \bar{x}_{F\text{ГО}} = \frac{C_{y\text{ГО}}^\alpha}{C_y} K_{\text{ГО}} A_{\text{ГО}} (1 - \varepsilon^\alpha). \quad (2.18)$$

Для нормальной схемы $\Delta \bar{x}_{F\text{ГО}} > 0$ (смещение к хвосту); так как $A_{\text{ГО}} > 0$, $\varepsilon^\alpha < 1$, то $(1 - \varepsilon^\alpha) > 0$. Для схемы «утка» $A_{\text{ГО}} < 0$, так как $L_{\text{ГО}} < 0$; $\varepsilon^\alpha = 0$, следовательно, $\Delta \bar{x}_{F\text{ГО}} < 0$ (смещение к носу). Причем, как видно из (2.18), $\Delta \bar{x}_{F\text{ГО}}$ не зависит от углов установки оперения φ и отклонения руля δ_B .

Обычно у самолетов нормальной схемы $\bar{x}_{F\text{кр}} = 0,22 \dots 0,24$, $\bar{x}_{F\delta\text{ГО}} = 0,14 \dots 0,18$; $\bar{x}_{F\text{сам}} = 0,3 \dots 0,4$.

Вспомним, что критерий устойчивости по перегрузке $m_z^{Cy} < 0 \Rightarrow \bar{x}_{F\text{сам}} > \bar{x}_T$ у статически устойчивого самолета. Существует

такая *нейтральная* центровка, что $\bar{x}_{ТН} = \bar{x}_F$. У нормальной схемы $\bar{x}_{ТН} > \bar{x}_{FБГО}$.

Величина $m_{z0сам}$ может быть больше или меньше $m_{z0БГО}$ в зависимости от углов α_0 , ε_0 , φ и δ_B (рис. 2.14).

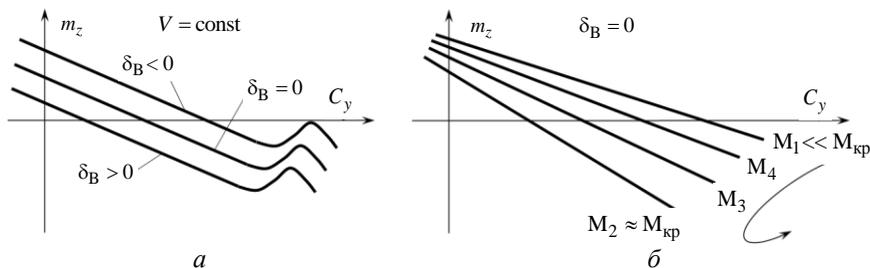


Рис. 2.14. Зависимости коэффициента момента от коэффициента нормальной силы:

a – от угла отклонения руля при постоянной скорости полета; *б* – от числа Маха при нейтральном положении руля

2.8. ВЛИЯНИЕ ВРАЩЕНИЯ САМОЛЕТА НА ПРОДОЛЬНЫЕ СИЛЫ И МОМЕНТЫ

Пусть самолет, летящий со скоростью V , одновременно вращается вокруг оси Oz с угловой скоростью тангажа ω_z . В результате сложения поступательного и вращательного движений линии тока искривятся, и местные углы встречи потока с элементами поверхности самолета изменятся. Возникнут дополнительные аэродинамические силы, действующие на отдельные части самолета, которые можно свести к равнодействующей 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, и поэтому его называют **демпфирующим моментом**. Его надо учитывать при решении задач устойчивости ЛА.

Демпфирующий момент тангажа самолета складывается из демпфирующих моментов горизонтального оперения, крыла и фюзеляжа.

Демпфирующий момент, создаваемый горизонтальным оперением

Большую долю демпфирующего момента тангажа самолета создает горизонтальное оперение, как наиболее удаленное от оси вращения. Рассмотрим возникновение демпфирующего момента на горизонтальном оперении. При вращении самолета с угловой скоростью ω_z оперение, находящееся на расстоянии $L_{ГО}$ от центра масс самолета, приобретает дополнительную скорость $\Delta V_{ГО} = L_{ГО}\omega_z$, направленную по вращению. В результате изменяется местный угол атаки оперения (рис. 2.15). Изменение величины скорости потока у оперения при этом пренебрежимо мало.

Изменение угла атаки горизонтального оперения при малых α составит

$$\Delta\alpha_{ГО} \approx \arctg \frac{\Delta V_{ГО}}{V_{ГО}} \approx \frac{\omega_z L_{ГО}}{V_{ГО}}.$$

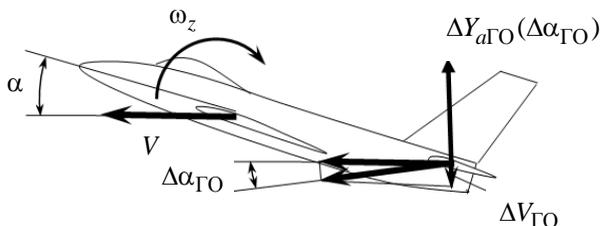


Рис. 2.15. К определению демпфирующего момента тангажа ГО

Прирост подъемной силы горизонтального оперения

$$\Delta Y_{dГО} = C_{yaГО}^{\alpha_{ГО}} \Delta\alpha_{ГО} S_{ГО} q_{ГО}.$$

Дополнительный момент тангажа, вызванный вращением самолета,

$$\Delta M_{zГО} = \Delta Y_{dГО} L_{ГО} = -C_{yaГО}^{\alpha_{ГО}} \sqrt{K_{ГО}} \frac{S_{ГО} L_{ГО}^2}{b_{САХ}} q \bar{\omega}_z, \quad (2.19)$$

где $\bar{\omega}_z = \frac{b_{САХ}}{V} \omega_z$ – безразмерная угловая скорость тангажа самолета.

Как видно, момент $\Delta M_{z\Gamma O}$ на докритических углах атаки (когда $C_{ya\Gamma O}^{\alpha\Gamma O} > 0$) является демпфирующим, поскольку действует в сторону, обратную вращению.

Поделив (2.19) на $Sqb_{CA\bar{X}}$, получим коэффициент демпфирующего момента тангажа горизонтального оперения

$$\Delta m_{z\Gamma O} = m_{z\Gamma O}^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z = m_{z\Gamma O}^{\bar{\omega}_z} \frac{b_{CA\bar{X}}}{V} \omega_z, \quad (2.20)$$

где $m_{z\Gamma O}^{\bar{\omega}_z}$ – частная производная коэффициента демпфирующего момента тангажа по безразмерной угловой скорости $\bar{\omega}_z = \frac{b_{CA\bar{X}}}{V} \omega_z$,

$$m_{z\Gamma O}^{\bar{\omega}_z} = -C_{ya\Gamma O}^{\alpha\Gamma O} \sqrt{K_{\Gamma O}} B_{\Gamma O}. \quad (2.21)$$

Здесь $B_{\Gamma O} = \frac{S_{\Gamma O} L_{\Gamma O}^2}{Sb_{CA\bar{X}}^2}$ – безразмерная величина момента инерции площади горизонтального оперения относительно ЦТ самолета.

Производная $m_{z\Gamma O}^{\bar{\omega}_z}$ на докритических углах атаки отрицательна.

Аналогично при вращении самолета из-за изменения местного угла атаки изменяется и момент тангажа, создаваемый крылом и фюзеляжем.

Величина демпфирующего момента тангажа крыла $\Delta M_{z\text{кр}} = m_{z\text{кр}}^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z Sqb_{CA\bar{X}}$ при прочих равных условиях зависит от формы крыла в плане, положения центра масс и числа Маха полета. Стреловидное крыло создает существенно больший демпфирующий момент, чем прямое.

Демпфирующий момент тангажа фюзеляжа меньше демпфирующего момента крыла и, тем более, оперения. При расчетах на дозвуковых скоростях $m_{z\text{кр.ф}}^{\bar{\omega}_z}$ обычно моменты для крыла и фюзеляжа объединяют вместе:

$$m_{z\text{кр.ф}}^{\bar{\omega}_z} = (1,15 \dots 1,25) m_{z\text{кр}}^{\bar{\omega}_z}.$$

Суммарный коэффициент демпфирующего момента тангажа самолета можно теперь записать в виде

$$\Delta m_z = m_z^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z = m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{b_{CAH}}{V} \omega_z, \quad (2.21)$$

где $m_z^{\bar{\omega}_z} = m_{z_{ГО}}^{\bar{\omega}_z} + m_{z_{кр}}^{\bar{\omega}_z} + m_{z_{\phi}}^{\bar{\omega}_z}$.

Момент тангажа, обусловленный запаздыванием скоса потока

При неустановившемся движении угол атаки крыла изменяется с течением времени со скоростью $\dot{\alpha} = d\alpha / dt$. В соответствии с изменением угла атаки изменяется и скос потока за крылом. Однако скошенный поток достигает горизонтального оперения не мгновенно, а с некоторым запаздыванием во времени. Время запаздывания Δt зависит от расстояния $L_{ГО}$ и скорости $V_{ГО}$, с которой свободные вихри сносятся от крыла к оперению $\Delta t = L_{ГО} / V_{ГО} = L_{ГО} / (V\sqrt{K_{ГО}})$. Поэтому угол скоса потока в области оперения в данный момент времени t будет определяться углом атаки, который имело крыло раньше, т. е. в момент времени $(t - \Delta t)$.

За время Δt угол атаки крыла изменится на величину $\Delta\alpha = -\dot{\alpha}\Delta t = -\dot{\alpha}L_{ГО} / (V\sqrt{K_{ГО}})$, а угол скоса потока – на величину

$$\Delta\varepsilon = \varepsilon^\alpha \Delta\alpha = -\varepsilon^\alpha \frac{L_{ГО}}{V\sqrt{K_{ГО}}} \dot{\alpha}.$$

Вследствие запаздывания скоса потока угол атаки горизонтального оперения будет отличаться от угла атаки при установившемся движении на величину $\Delta\alpha_{ГО} = -\Delta\varepsilon$. Это станет причиной появления дополнительной подъемной силы горизонтального оперения

$$\Delta Y_{aГО} = C_{yaГО}^{\alpha_{ГО}} \Delta\alpha_{ГО} S_{ГО} q_{ГО} = C_{yaГО}^{\alpha_{ГО}} \varepsilon^\alpha \sqrt{K_{ГО}} \frac{S_{ГО} L_{ГО}}{V} \dot{\alpha} q$$

и дополнительного момента тангажа

$$\Delta M_{z\dot{\alpha}} = -\Delta Y_{aГО} L_{ГО} = -C_{yaГО}^{\alpha_{ГО}} \varepsilon^\alpha \sqrt{K_{ГО}} \frac{S_{ГО} L_{ГО}^2}{b_{CAH}} \dot{\alpha}, \quad (2.22)$$

где $\bar{\dot{\alpha}} = \frac{b_{CAH}}{V} \dot{\alpha}$.

Из (2.22) видно, что этот момент препятствует изменению угла атаки, действует в ту же сторону, что и демпфирующий момент горизонтального оперения.

Поделив (2.22) на $Sqb_{CAХ}$, получим коэффициент момента тангажа от запаздывания скоса потока у оперения:

$$\Delta m_{z\dot{\alpha}} = m_z^{\bar{\alpha}} \bar{\alpha} = m_z^{\bar{\alpha}} \frac{b_{CAХ}}{V} \dot{\alpha},$$

где
$$m_z^{\bar{\alpha}} = -C_{ya\Gamma O}^{\alpha} \varepsilon^{\alpha} \sqrt{K_{\Gamma O}} \cdot B_{\Gamma O} = \varepsilon^{\alpha} m_{z\Gamma O}^{\bar{\omega}_z}. \quad (2.23)$$

У самолетов схемы «утка» при неустановившемся движении возникает дополнительный момент крыла от запаздывания скоса потока, вызванного нестационарностью обтекания ПГО.

На величину производных $m_z^{\bar{\omega}_z}$ и $m_z^{\bar{\alpha}}$ существенно влияет сжимаемость воздуха (число Маха полета). Это объясняется изменением C_{ya}^{α} , $C_{ya\Gamma O}^{\alpha}$, ε^{α} и $K_{\Gamma O}$, входящих в выражения для $m_z^{\bar{\omega}_z}$ и $m_z^{\bar{\alpha}}$ (рис. 2.16).

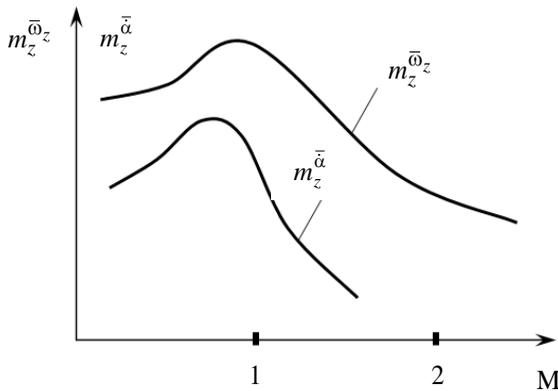


Рис. 2.16. Примерный характер зависимостей $m_z^{\bar{\omega}_z}$ и $m_z^{\bar{\alpha}}$ от числа Маха

2.9. МОМЕНТ КРЕНА САМОЛЕТА В УСТАНОВИВШЕМСЯ ПРЯМОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ

Момент крена возникает при скольжении самолета, при отклонении элеронов и руля направления.

Момент крена самолета можно представить как сумму моментов крена отдельных частей и интерференции элементов:

$$m_x = m_{x\text{кр}} + m_{x\text{эл}} + m_{x\text{ВО}} + m_{x\text{инт}}.$$

Будем считать, что самолет симметричен относительно плоскости Oy , углы отклонения элеронов и руля направления фиксированы: $\delta_y = \delta_B = \text{const} \Rightarrow M_x = f(\alpha, \beta, M..)$. С точки зрения боковой устойчивости интерес представляет зависимость $M_x(\beta)$. Так, критерием поперечной устойчивости является условие $m_x^\beta < 0$. Рассмотрим более подробно составляющие момента крена.

Момент крена крыла – составляет основную часть момента крена самолета, его величина зависит в основном от следующих параметров:

- 1) угла стреловидности χ ;
- 2) угла поперечного «V»;
- 3) концевых эффектов;
- 4) интерференции крыла и фюзеляжа;
- 5) угла атаки;
- 6) числа Маха.

Момент крена прямоугольного в плане крыла

В первом приближении влияние скольжения можем рассматривать как сумму влияний составляющих скорости $V \cos \beta$ и $V \sin \beta$ (рис. 2.16).

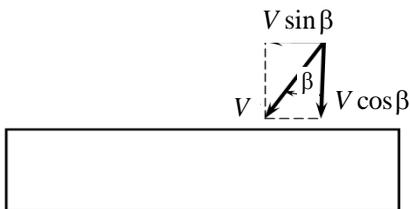


Рис. 2.16. Обтекание прямоугольного крыла со скольжением (вид сверху)

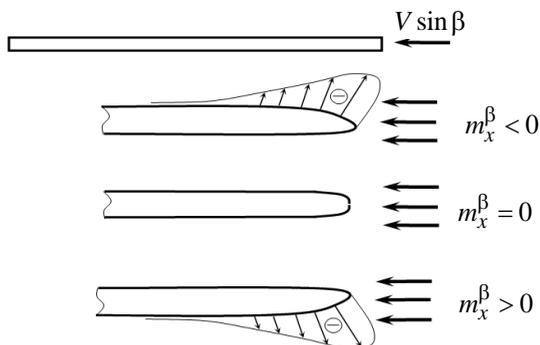


Рис. 2.17. Влияние формы законцовок крыла на момент крена

Влияние составляющей $V \sin \beta$ зависит от формы концевых частей крыла (рис. 2.17). С увеличением сужения влияние концевого эффекта уменьшается. На современных самолетах влияние концевого эффекта невелико по сравнению с влиянием углов χ и поперечного «V».

Влияние стреловидности крыла на момент крена

Угол стреловидности крыла χ обычно отсчитывают от линии четверти хорд. При скольжении эффективный угол стреловидности выдвинутой консоли крыла уменьшается ($\chi_{\text{выдв}} = \chi - \beta$), а у отстающей – увеличивается ($\chi_{\text{отст}} = \chi + \beta$) (рис. 2.18). Это приводит к изменению несущих свойств консолей крыла.

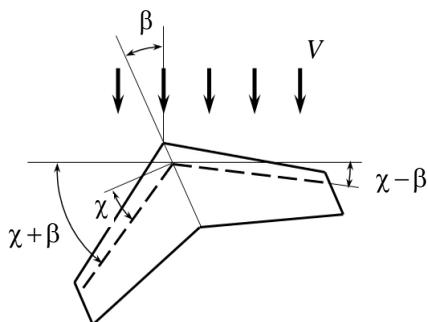


Рис. 2.18. К влиянию стреловидности крыла на момент крена

$Y_{\text{скольз}} \sim C_{\text{упрям}} \cos \chi$; следовательно $\Delta Y_{\text{выдв}} > 0$; $\Delta Y_{\text{отст}} < 0$.

$$\begin{aligned} C_{y\chi} &= C_{y(\chi=0)} \cos \chi \Rightarrow C_{y(\beta)} = C_{y(\chi=0)} \cos(\chi \mp \beta) = \\ &= C_{y(\chi=0)} (\cos \chi \cos \beta \pm \sin \chi \sin \beta) \approx \\ &\approx C_{y(\chi=0)} (\cos \chi \pm \beta \sin \chi) = C_{y(\chi=0)} \cos \chi (1 \pm \beta \operatorname{tg} \chi). \end{aligned}$$

Таким образом, на консолях возникает приращение нормальной силы $\Delta C_y \approx \pm C_y \beta \operatorname{tg} \chi$; причем выдвинутому крылу соответствует $\Delta C_y > 0$, а отстающему $-\Delta C_y < 0$, что вызовет момент крена.

При положительной стреловидности $m_{x(\chi)}^\beta < 0$; $m_{x(\chi)} \sim C_y \beta \operatorname{tg} \chi$.

В целом надо отметить следующее.

1. С увеличением угла атаки ($C_y \uparrow$)

растет поперечная устойчивость самолета со стреловидным крылом (рис. 2.19). Это нежелательное явление, так как при увеличении α обычно уменьшается флюгерная устойчивость. В совокупности эти изменения могут приводить к плохим характеристикам бокового движения.

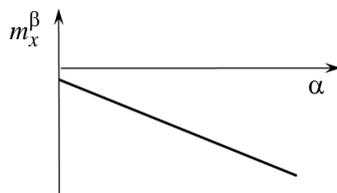


Рис. 2.19. Влияние угла атаки на поперечную устойчивость

2. Чем больше удлинение λ стреловидного крыла, тем выше поперечная устойчивость, связанная с углом χ .

3. С увеличением числа Маха $|m_x^\beta|$ уменьшается (рис. 2.20).

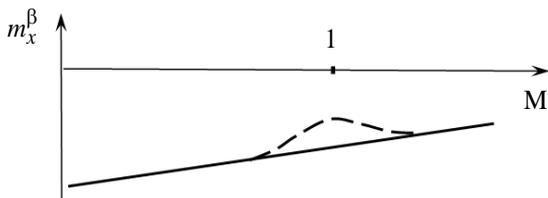


Рис. 2.20. Влияние числа Маха на коэффициент поперечной устойчивости

Влияние угла поперечного «V» крыла на момент крена

Под углом ψ поперечного «V» понимаем угол между базовой плоскостью крыла и линией одной четвертой хорд (базовая плоскость – плоскость, содержащая центральную хорду и перпендикулярная плоскости симметрии самолета). Разложим вектор V на $V \cos \beta$ и $V \sin \beta$ (рис. 2.21). Спроектируем $V \sin \beta$ на направления, одно из которых перпендикулярно плоскости хорд, а другое – параллельно ей. Составляющая $V \sin \beta \sin \psi$ у выдвинутой консоли крыла направлена вверх, у отстающей – вниз. Это вызывает изменение угла атаки $\Delta \alpha$ на каждом полукрыле: на выдвинутом $\Delta \alpha > 0$, на отстающем $\Delta \alpha < 0$.

$$\operatorname{tg} \Delta \alpha = \pm \frac{V \sin \beta \sin \psi}{V \cos \beta} = \operatorname{tg} \beta \sin \psi.$$

Так как углы β , ψ , $\Delta \alpha$ малы, можно считать, что $\Delta \alpha \approx \beta \sin \psi$, $\Delta C_y \approx C_y^\alpha \beta \sin \psi$.

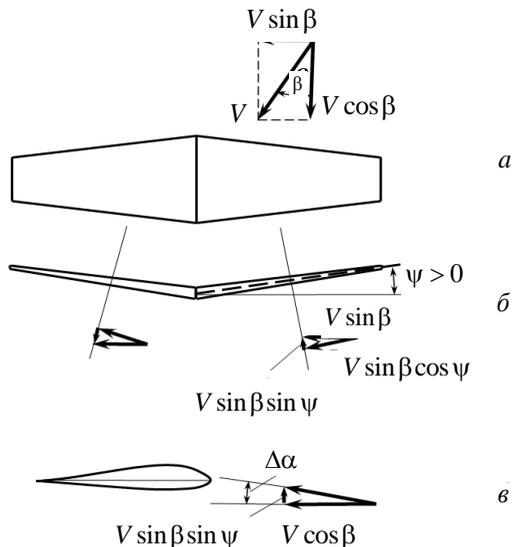


Рис. 2.21. К влиянию поперечного «V» крыла на момент крена:

a – вид сверху; b – вид спереди; c – вид сбоку

Изменение местных углов атаки приведет к изменению подъемных сил выдвинутой ($\Delta Y > 0$) и отстающей консолей ($\Delta Y < 0$) и появлению момента крена $\Delta M_x < 0$. Таким образом, при положительном угле поперечного «V» производная $m_{x(\psi)}^\beta < 0$; $m_{x(\psi)} \sim C_y^\beta \beta \psi$.

Если крыло обладает стреловидностью χ , то $m_{x(\psi)} \sim C_y^\alpha \beta \psi \cos^2 \chi$.

Интерференция крыла и фюзеляжа

Фюзеляжи современных самолетов имеют приблизительно цилиндрическую форму и сами по себе не создают момент крена, однако в зависимости от взаимного положения крыла и фюзеляжа при скольжении может возникать момент крена того или иного знака (рис. 2.22).

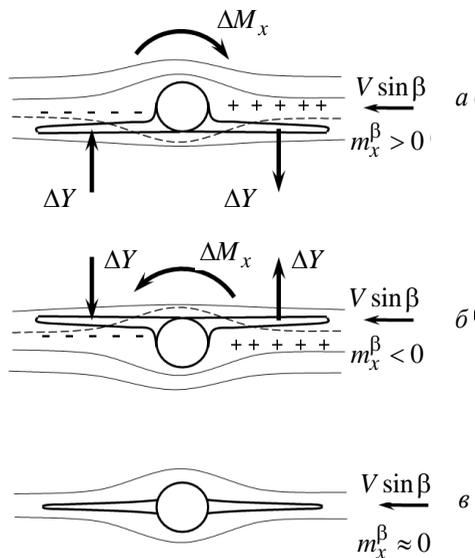


Рис. 2.22. Влияние интерференции крыла и фюзеляжа на момент крена:

a – низкоплан; *b* – высокоплан; *c* – среднеплан

Момент крена вертикального оперения

При ВО, симметричном относительно строительной горизонтали фюзеляжа, $m_{x\text{ВО}} \approx 0$ (рис. 2.23, а). У самолетов ВО обычно располо-

жено несимметрично – над фюзеляжем, поэтому при скольжении возникает момент крена, причем $m_{xBO}^{\beta} < 0$ (рис. 2.23, б). Значение момента крена можно определить в виде $M_{xBO} = -C_z q S_{BO} Y_{BO}$. При высоком ВО этот момент может быть довольно большим.

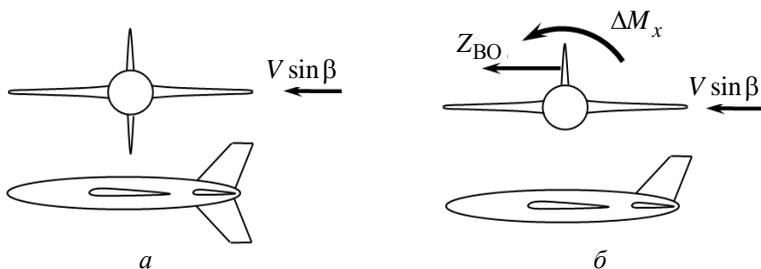


Рис. 2.23. К определению момента крена ВО:
 а – симметричное ВО; б – несимметричное ВО

Момент крена ГО – так же как и для крыла, зависит от угла поперечного «V», стреловидности χ , взаимного расположения ГО и фюзеляжа. По сравнению с моментом крыла он обычно мал, и им можно пренебречь в первом приближении. У схемы «утка» необходимо учитывать интерференцию крыла и ГО (рис. 2.24).

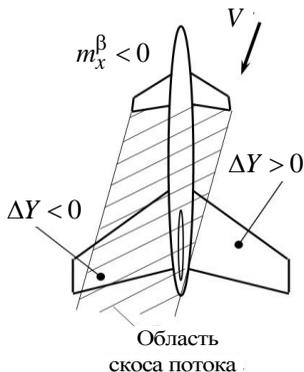


Рис. 2.24. Влияние интерференции крыла и ГО на момент крена для схемы «утка»

2.10. МОМЕНТ РЫСКАНИЯ САМОЛЕТА В УСТАНОВИВШЕМСЯ ПРЯМОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ

Момент рыскания самолета M_y возникает при несимметричном обтекании самолета, при отказе бокового двигателя, отклонении руля направления (РН) и в ряде других случаев.

С точки зрения боковой устойчивости интерес представляет зависимость $M_y(\beta)$ при фиксированных органах управления. Так, критерием флюгерной устойчивости служит условие $m_y^\beta < 0$.

Момент рыскания в основном создается вертикальным оперением и фюзеляжем. Для крыла он обычно сравнительно мал.

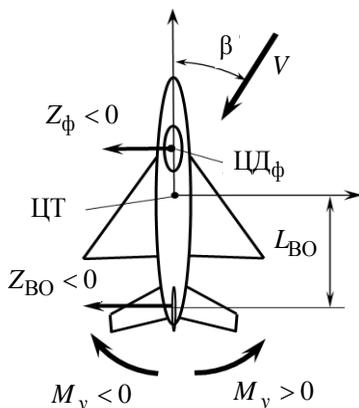


Рис. 2.25. К определению момента рыскания самолета

При нейтральном положении РН $\delta_H = 0$ (рис. 2.25):

$$M_y = -Z_\phi (x_T - x_{Д\phi}) + Z_{ВО} L_{ВО}. \quad (2.24)$$

Подставив выражения для боковых сил $Z_\phi = C_{z\phi} S_\phi q$, $Z_{ВО} = C_{zВО} S_{ВО} q_{ВО}$ в (2.24) и поделив на qSl (где l – размах крыла), получим коэффициент момента рыскания:

$$m_y = C_{z\phi} \frac{S_\phi}{S} \frac{(x_{Д\phi} - x_T)}{l} + C_{zВО} \frac{S_{ВО} L_{ВО}}{Sl} \frac{q_{ВО}}{q}. \quad (2.25)$$

Обозначим $K_{\text{ВО}} = \frac{q_{\text{ВО}}}{q}$ коэффициент торможения потока в районе

ВО, $A_{\text{ВО}} = \frac{S_{\text{ВО}}L_{\text{ВО}}}{Sl}$ – коэффициент статического момента площади ВО.

Как правило, $0,05 \leq A_{\text{ВО}} \leq 0,15$; эта величина играет большую роль в обеспечении боковой устойчивости.

Возьмем производную от коэффициента момента рысканья по углу скольжения:

$$\frac{\partial m_y}{\partial \beta} = m_y^\beta = C_{z\phi}^\beta \frac{S_\phi}{S} \frac{(x_{\text{Дф}} - x_{\text{T}})}{l} + C_{z\text{ВО}}^\beta A_{\text{ВО}} K_{\text{ВО}},$$

или
$$m_y^\beta = m_{y\phi}^\beta + m_{y\text{ВО}}^\beta,$$

где $m_{y\phi}^\beta = C_{z\phi}^\beta \frac{S_\phi}{S} \frac{l_\phi}{l} \frac{(x_{\text{Дф}} - x_{\text{T}})}{l_\phi}$; $m_{y\text{ВО}}^\beta = C_{z\text{ВО}}^\beta A_{\text{ВО}} K_{\text{ВО}}$.

Проанализируем эти формулы. У современных самолетов обычно координата ЦТ $x_{\text{T}} \geq \frac{l_\phi}{2}$, а центр давления фюзеляжа $x_{\text{Дф}}$ расположен ближе к носу (зависит от формы). $C_{z\phi}^\beta < 0$, так как $\beta > 0$, $Z < 0$; $(x_{\text{Дф}} - x_{\text{T}}) < 0$, т. е. $m_{y\phi}^\beta > 0$. Таким образом, самолеты без ВО *флюгерно неустойчивы*. Особенно велик $m_{y\phi}^\beta$ у самолетов схемы «утка» и при заднем расположении двигателя.

Производная $C_{z\text{ВО}}^\beta$ – аналог C_y^α для крыла, причем $C_{z\text{ВО}}^\beta = -C_y^\alpha$, так как при $\beta > 0$ $Z < 0$, следовательно, $m_{y\text{ВО}}^\beta < 0$. Поэтому флюгерная устойчивость самолета ($m_y^\beta < 0$) обеспечивается за счет ВО при $|m_{y\text{ВО}}^\beta| > |m_{y\phi}^\beta|$. Для увеличения $|m_{y\text{ВО}}^\beta|$, как видно из (2.25), необходимо увеличивать $S_{\text{ВО}}$ и $L_{\text{ВО}}$.

2.11. ВЛИЯНИЕ ВРАЩЕНИЯ САМОЛЕТА НА БОКОВЫЕ СИЛЫ И МОМЕНТЫ

При вращении самолета вокруг осей Ox и Oy с угловыми скоростями ω_x и ω_y возникают дополнительные аэродинамические моменты крена и рыскания. Возникают также боковые моменты от запаздывания схода потока у вертикального оперения. Однако для летательных аппаратов самолетной схемы они малы и ими обычно можно пренебречь.

Аэродинамические моменты, возникающие при вращении самолета вокруг оси Ox . При вращении самолета с угловой скоростью ω_x возникают боковые моменты крыла и вертикального оперения. Некоторую долю боковых моментов создают горизонтальное оперение и фюзеляж, но она мала и в приближенных расчетах не учитывается.

Пусть крыло самолета вращается с угловой скоростью ω_x . Тогда на опускающемся полукрыле местные углы атаки будут увеличиваться ($\Delta\alpha > 0$), а на поднимающемся – уменьшаться ($\Delta\alpha < 0$) (рис. 2.26, а). В результате изменения углов атаки возникнут дополнительные нормальные ΔY и продольные ΔX аэродинамические силы. Пара нормальных сил создает момент крена $\Delta M_{\text{кр}\omega_x} = M_{\text{кр}}^{\omega_x} \omega_x$, который на докритических углах атаки будет демпфирующим, так как он препятствует начавшемуся вращению. Продольные силы создадут относительно оси Oy момент рыскания $\Delta M_{\text{укр}\omega_x} = M_{\text{укр}}^{\omega_x} \omega_x$, который будет поворачивать самолет в сторону опускающегося полукрыла. Этот момент называется перекрестным или спиральным моментом рыскания.



Рис. 2.26. Определение аэродинамических моментов крыла (а) и вертикального оперения (б) при вращении самолета вокруг оси Ox

Если разделить $\Delta M_{xкр\omega_x}$ и $\Delta M_{yкр\omega_x}$ на $Sq l$ и ввести *безразмерную угловую скорость крена* $\bar{\omega}_x = \omega_x l / 2V$, то получим коэффициенты этих моментов:

$$\Delta m_{xкр\omega_x} = m_{xкр}^{\bar{\omega}_x} \bar{\omega}_x; \quad \Delta m_{yкр\omega_x} = m_{yкр}^{\bar{\omega}_x} \bar{\omega}_x.$$

При вращении самолета вокруг оси Ox на вертикальное оперение сбоку будет набегать дополнительный поток со скоростью $\omega_x y$, в результате чего изменятся местные углы скольжения и появится дополнительная поперечная сила ΔZ_{BO} . Она создает момент крена $\Delta M_{xBO\omega_x} = M_{xBO}^{\omega_x} \omega_x$, препятствующий вращению (демпфирующий момент крена), и спиральный момент рыскания $\Delta M_{yBO\omega_x} = M_{yBO}^{\omega_x} \omega_x$, который стремится развернуть самолет в сторону опускающегося полукрыла (см. рис. 2.26, б).

Переходя к коэффициентам, получим:

$$\Delta m_{xBO\omega_x} = m_{xBO}^{\omega_x} \omega_x; \quad \Delta m_{yBO\omega_x} = m_{yBO}^{\omega_x} \omega_x.$$

Аэродинамические моменты, возникающие при вращении самолета вокруг оси Oy . При вращении самолета с угловой скоростью ω_y возникают боковые моменты крыла, вертикального оперения и фюзеляжа.

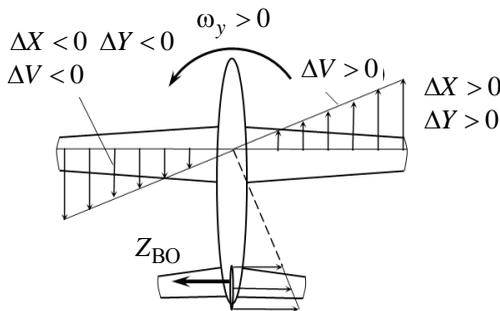


Рис. 2.27. К определению аэродинамического момента крыла и оперения при вращении самолета вокруг оси Oy

При вращении крыла скорость потока, набегающего на полукрыло, идущее вперед, будет большей, а на полукрыло, идущее назад, меньшей, чем скорость полета. Следовательно, нормальная и продольная силы у полукрыла, идущего вперед, увеличатся, а у идущего назад – уменьшатся (рис. 2.27). Нормальные силы создадут спиральный момент крена $\Delta M_{xкр\omega_y} = M_{xкр}^{\omega_y} \omega_y$, накренивший самолет на отстающее полукрыло. Продольные силы создадут демпфирующий момент рыскания $\Delta M_{yкр\omega_y} = M_{yкр}^{\omega_y} \omega_y$, препятствующий вращению относительно оси Oy .

Если разделить эти моменты на $Sq l$ и ввести **безразмерную угловую скорость рыскания** $\bar{\omega}_y = \omega_y l / 2V$, то получим их коэффициенты:

$$\Delta m_{xкр\omega_y} = m_{xкр}^{\bar{\omega}_y} \bar{\omega}_y; \quad \Delta m_{yкр\omega_y} = m_{yкр}^{\bar{\omega}_y} \bar{\omega}_y.$$

При вращении самолета с угловой скоростью ω_y на вертикальное оперение сбоку будет набегать дополнительный поток со скоростью $\omega_y L_{ГО}$, в результате чего изменятся местные углы скольжения. Вызванная изменением угла скольжения поперечная сила $\Delta Z_{ВО}$ создаст спиральный момент крена $\Delta M_{xВО\omega_y} = M_{xВО}^{\omega_y} \omega_y$, стремящийся опустить полукрыло, идущее назад, и демпфирующий момент рыскания $\Delta M_{yВО\omega_y} = M_{yВО}^{\omega_y} \omega_y$, препятствующий вращению самолета вокруг оси Oy .

Переходя к коэффициентам, получим

$$\Delta m_{xВО\omega_y} = m_{xВО}^{\bar{\omega}_y} \bar{\omega}_y; \quad \Delta m_{yВО\omega_y} = m_{yВО}^{\bar{\omega}_y} \bar{\omega}_y.$$

Некоторую часть демпфирующего момента рыскания самолета создает фюзеляж. Этот момент учитывается введением поправочного коэффициента ($k \approx 1,2$) к демпфирующему моменту рыскания вертикального оперения.

Таким образом, при вращении на самолет действуют дополнительные моменты, коэффициенты которых можно выразить как

$$m_{x\omega} = m_x^{\bar{\omega}_x} \bar{\omega}_x + m_x^{\bar{\omega}_y} \bar{\omega}_y = m_x^{\bar{\omega}_x} \frac{l}{2V} \omega_x + m_x^{\bar{\omega}_y} \frac{l}{2V} \omega_y,$$

$$m_{y\omega} = m_y^{\bar{\omega}_x} \bar{\omega}_x + m_y^{\bar{\omega}_y} \bar{\omega}_y = m_y^{\bar{\omega}_x} \frac{l}{2V} \omega_x + m_y^{\bar{\omega}_y} \frac{l}{2V} \omega_y,$$

где $m_x^{\bar{\omega}_x} = m_{x\text{кр}}^{\bar{\omega}_x} + m_{x\text{ВО}}^{\bar{\omega}_x}$; $m_x^{\bar{\omega}_y} = m_{x\text{кр}}^{\bar{\omega}_y} + m_{x\text{ВО}}^{\bar{\omega}_y}$; $m_y^{\bar{\omega}_x} = m_{y\text{кр}}^{\bar{\omega}_x} + m_{y\text{ВО}}^{\bar{\omega}_x}$;
 $m_y^{\bar{\omega}_y} = m_{y\text{кр}}^{\bar{\omega}_y} + m_{y\text{ВО}}^{\bar{\omega}_y}$.

Здесь $m_x^{\bar{\omega}_x}$ и $m_y^{\bar{\omega}_y}$ – частные производные коэффициентов демпфирующих моментов крена и рыскания самолета по угловым скоростям $\bar{\omega}_x$ и $\bar{\omega}_y$; на докритических углах атаки они обычно отрицательные. Производные коэффициентов спиральных моментов крена и рыскания $m_x^{\bar{\omega}_y}$ и $m_y^{\bar{\omega}_x}$ также, как правило, отрицательные.

На величину производных демпфирующих и спиральных моментов крена и рыскания влияет сжимаемость воздуха, особенно на околозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета, где они с увеличением числа M уменьшаются по модулю.

Наличие перекрестных моментов значительно усложняет характер бокового движения самолета. Даже при наличии поперечной и флюгерной устойчивости самолет может оказаться неустойчивым в боковом движении.

2.12. ШАРНИРНЫЙ МОМЕНТ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ. УСИЛИЯ НА РУЧКЕ УПРАВЛЕНИЯ

Шарнирный момент органов управления – это момент относительно оси вращения управляющей поверхности, возникающий от воздействия воздушного потока (рис. 2.28): $M_{\text{ш}} = -R_B d$. Его значение определяет усилия на рычагах, а также вес, габариты и мощность системы управления. Кроме того, от величины $M_{\text{ш}}$ зависит устойчивость полета с освобожденной ручкой управления.

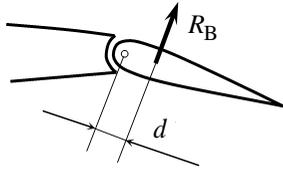


Рис. 2.28. К определению шарнирного момента

Шарнирный момент можно представить в виде

$$M_{\text{ш}} = m_{\text{ш}} S_p b_p q, \quad (2.26)$$

где $m_{\text{ш}}$ – коэффициент шарнирного момента, который для геометрически подобных поверхностей одинаков; S_p и b_p – соответственно площадь и хорда руля; q – скоростной напор в окрестности руля.

Теория и эксперименты показывают, что $m_{\text{ш}}$ линейно зависит от угла атаки α и углов отклонения рулей δ_p и триммеров $\delta_{\text{тр}}$. Например, для руля высоты: $m_{\text{ш}} = m_{\text{ш}}^{\alpha_{\text{ГО}}} \alpha_{\text{ГО}} + m_{\text{ш}}^{\delta_{\text{В}}} \delta_{\text{В}} + m_{\text{ш}}^{\delta_{\text{тр}}} \delta_{\text{тр}}$.

Из (2.26) видно, что при увеличении скорости полета (q) и размеров самолета (b_p , S_p) растет шарнирный момент $M_{\text{ш}}$, а следовательно, и усилия на рычагах управления.

Для уменьшения шарнирного момента применяются различные способы аэродинамической компенсации (рис. 2.29 и 2.30): осевая компенсация, роговая компенсация, выносная и внутренняя компенсация, сервокомпенсация.

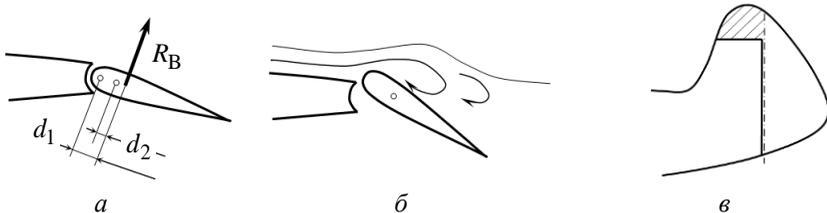


Рис. 2.29. Компенсация рулей:

a, \bar{b} – осевая; v – роговая

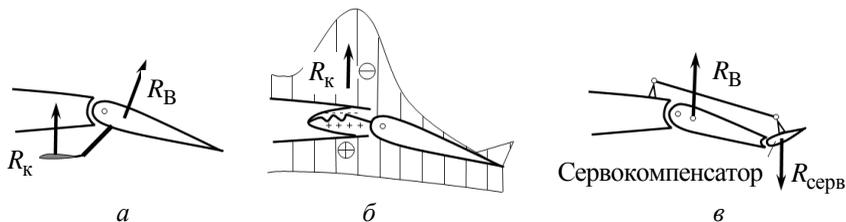


Рис. 2.30. Компенсация рулей:

a – выносная; *б* – внутренняя; *в* – сервокомпенсация

Для получения нулевого усилия на органах управления на каком-либо режиме (обычно – в установившемся ГП) применяют *триммер*, который может быть управляемым или неуправляемым.

Величина компенсации должна выбираться такой, чтобы из-за технологических отклонений на каком-либо режиме полета не возникло перекомпенсации (т. е. изменения знака шарнирного момента) и чтобы самолет не был излишне легким в управлении.

Усилия на ручке управления (рис. 2.31) определяются из условий равенства работ $P_B dx = M_{ш} \delta_B$, или $P_p = M_{ш} \frac{d\delta_B}{dx} = K_{ш} M_{ш}$, где

$\frac{d\delta_B}{dx} = K_{ш}$ – коэффициент передачи усилия от руля высоты к ручке.

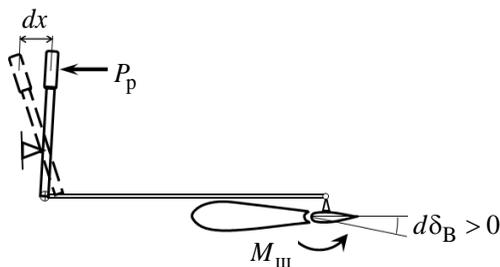


Рис. 2.31. К определению усилия на ручке управления

Важными критериями статической управляемости являются величины и знаки производных $\frac{\partial P_B}{\partial n_y}$ и $\frac{\partial P_B}{\partial V}$ – так называемые «расходы

усилий» на перегрузку и на скорость. Нормальным считается управление при $\frac{\partial P_B}{\partial n_y} < 0$ и $\frac{\partial P_B}{\partial V} > 0$.

Для маневренных самолетов $P_B^{n_y} = \frac{\partial P_B}{\partial n_y} \approx -30 \dots 50$ Н (т. е. для изменения перегрузки на единицу требуется усилие 30...50 Н), для тяжелых неманевренных самолетов (– 500...800 Н).

Несмотря на использование аэродинамической компенсации, увеличение скоростей полета и размеров самолетов привело к чрезмерному росту усилий на рычагах управления, не преодолимому мышечными усилиями человека. Поэтому на большинстве современных самолетов в системе управления используются усилители – как правило, гидравлические или электромеханические. Применение усилителей абсолютно необходимо для сверхзвуковых самолетов. Это связано не только с ростом динамического давления набегающего потока q , но и с перераспределением аэродинамических нагрузок на рулевых поверхностях при переходе на сверхзвук и увеличении за счет этого коэффициентов шарнирных моментов.

Контрольные вопросы к главе 2

1. В чем суть гипотезы стационарности?
2. Что такое продольный момент? Коэффициент продольного момента?
3. Что такое средняя аэродинамическая хорда крыла?
4. В каком виде принято выражать коэффициент продольного момента?
5. От чего зависит m_{z0} крыла?
6. От чего зависит $m_z^{C_y}$ крыла?
7. Что такое аэродинамический фокус крыла? От чего зависит положение фокуса?
8. Как влияет выпуск механизации на коэффициент продольного момента крыла?
9. Какой элемент вносит основной вклад в продольный момент самолета без ГО?
10. Какие функции выполняет горизонтальное оперение?

11. Что такое относительный коэффициент эффективности руля высоты? Как он зависит от числа Маха?
12. Как влияет вращение самолета на продольный момент?
13. От чего зависит момент крена самолета?
14. От чего зависит момент рыскания самолета?
15. Как влияет вращение самолета на боковые моменты?
16. Что такое шарнирный момент органов управления?
17. Назовите способы уменьшения шарнирного момента и усилий на рычагах управления.

ГЛАВА 3

СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

3.1. ПОНЯТИЯ ПРОДОЛЬНОЙ СТАТИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ САМОЛЕТА ПО ПЕРЕГРУЗКЕ И ПО СКОРОСТИ

Продольную статическую устойчивость самолета принято разделять на два вида: 1) на устойчивость по перегрузке, когда скорость полета можно считать постоянной; 2) на устойчивость по скорости – при полете самолета с постоянной перегрузкой. Рассматривается устойчивость с зажатыми и освобожденными рычагами управления и рулем высоты. Мы же будем рассматривать устойчивость с зажатыми органами управления.

Продольная статическая устойчивость по перегрузке – это свойство самолета при полете с постоянной скоростью при возмущениях угла атаки (или C_y) создавать момент, направленный в сторону исходного угла атаки (рис. 3.1, а), т. е. если при $\Delta\alpha > 0$ (или $\Delta C_y > 0$) возникает $M_z < 0$, то имеет место статическая устойчивость по перегрузке. Говоря по-другому, если $\frac{\Delta M_z}{\Delta C_y} < 0$ или $\frac{\partial m_z}{\partial C_y} = m_z^{C_y} < 0$, условие устойчивости выполняется.

Таким образом, критерием продольной устойчивости по перегрузке является знак производной $m_z^{C_y}$ (рис. 3.1, б), называемой также **коэффициентом продольной устойчивости по перегрузке**.

Возьмем производную:

$$m_z^{C_y} = \frac{\partial m_{z\text{сам}}}{\partial C_y} = \frac{\partial [m_{z0\text{сам}} - (\bar{x}_{F\text{сам}} - \bar{x}_{T\text{сам}})C_y]}{\partial C_y} = -(\bar{x}_{F\text{сам}} - \bar{x}_{T\text{сам}}). \quad (3.1)$$

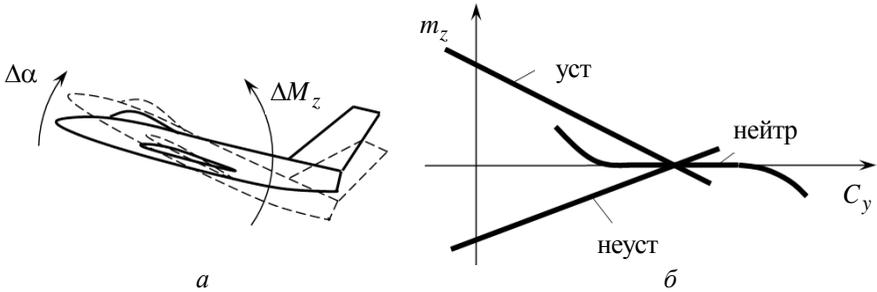


Рис. 3.1. К определению статической устойчивости по перегрузке

В дальнейшем для краткости индекс «сам» опускаем. В зависимости от соотношения между координатой ЦТ и фокусом могут быть следующие варианты.

При $x_F > x_T$ имеет место $m_z^{C_y} < 0 \Rightarrow$ самолет статически устойчив по перегрузке. Наоборот, при $x_F < x_T \rightarrow m_z^{C_y} > 0 \Rightarrow$ статически неустойчивый самолет. И, наконец, для случая $x_F = x_T \rightarrow m_z^{C_y} = 0 \Rightarrow$ статически нейтральный самолет.

Таким образом, для обеспечения продольной устойчивости самолета необходимо, чтобы фокус самолета располагался позади ЦТ. Добиться необходимой степени продольной статической устойчивости на стадии проектирования можно за счет смещения назад фокуса самолета (увеличения координаты \bar{x}_F) в основном увеличением $A_{ГО}$, т. е. площади $S_{ГО}$ и плеча $L_{ГО}$, а на существующем самолете – за счет изменения центровки (\bar{x}_T). Эти величины являются главными конструктивными параметрами, влияющими на продольную устойчивость самолета.

При скорости полета больше скорости звука статическая устойчивость возрастает, в основном за счет сдвига фокуса крыла назад. В области трансзвуковых скоростей часто наблюдается потеря статической устойчивости.

Более строго (с учетом демпфирования) **степень продольной устойчивости по перегрузке** определяется по формуле

$$\sigma_n = m_z^{C_y} + \frac{m_z^{\bar{\omega}_z}}{\mu},$$

где $\bar{\omega}_z = \frac{b_{\text{САХ}}}{V} \omega_z$ – безразмерная угловая скорость тангажа;

$\mu = \frac{2m}{\rho S b_{\text{САХ}}}$ – относительная плотность самолета в продольном движении. Для современных самолетов с большой удельной нагрузкой на крыло μ велика и основной вклад в σ_n вносит коэффициент $m_z^{C_y}$.

Продольная статическая устойчивость по скорости – это тенденция ЛА к сохранению постоянной скорости движения без вмешательства пилота (или системы управления). Изменение скорости полета ΔV , обусловленное внешними случайными возмущающими факторами, вызывает нарушение равновесия сил и моментов. Очевидно, что ЛА будет статически устойчивым по скорости, если приращения сил и моментов будут направлены на восстановление исходной скорости полета.

Пусть в горизонтальном полете (перегрузка $n_y = Y/G = 1$) скорость полета увеличилась на ΔV . Прирост подъемной силы, вызванный увеличением скорости при постоянном угле атаки, положителен и приложен (если не учитывать влияние числа Маха) в центре давления самолета, совпадающем в данном случае с центром масс. Под действием дополнительной подъемной силы самолет получит вертикальную составляющую скорости, и за счет этого угол атаки уменьшится. Прирост подъемной силы, вызванный уменьшением угла атаки, отрицателен и приложен в фокусе самолета. Изменение суммарного продольного момента будет зависеть как от изменения угла атаки (т. е. коэффициента C_y), так и от изменения числа Маха. Поэтому критерием продольной статической устойчивости по скорости будет знак не частной

производной $m_z^{C_y}$, а полной производной: $\frac{dm_z(C_y; M)}{dC_y} < 0$. Раскроем

выражение для полной производной:

$$\frac{dm_z}{dC_y} = \frac{\partial m_z}{\partial C_y} \left(\frac{dC_y}{dC_y} \right) + \frac{\partial m_z}{\partial M} \left(\frac{dM}{dC_y} \right)_{n_y=1}. \quad (3.2)$$

Определим значение $\left(\frac{dM}{dC_y}\right)_{n_y=1}$. Условие $n_y = 1$ означает, что

$$G = Y = 0,7C_y p_H S M^2 = 0,7 p_H S (C_y M^2) = \text{const}. \quad (3.3)$$

Учитывая, что $C_y = C_y(M)$, а значит, и $M = M(C_y)$, а также, как следует из (3.3), $\left(\frac{dY}{dC_y}\right)_{n_y=1} = 0$, возьмем производную

$$\frac{dY}{dC_y} = 0,7 p_H S \frac{d(C_y M^2)}{dC_y} = 0,7 p_H S \left[M^2 + 2M C_y \left(\frac{dM}{dC_y}\right)_{n_y=1} \right] = 0.$$

Отсюда $\left(\frac{dM}{dC_y}\right)_{n_y=1} = -\frac{M}{2C_y}$ подставим в (3.2). Получим в итоге

$$\frac{dm_z}{dC_y} = m_z^{C_y} - \frac{M}{2C_y} m_z^M. \quad (3.4)$$

Сделаем некоторые замечания по последнему выражению.

1. При $M \ll M_{\text{кр}}$ число Маха практически не влияет на аэродинамические характеристики, поэтому $m_z^M \approx 0$, и самолет обладает статической устойчивостью по скорости, если он статически устойчив по перегрузке.

2. В области трансзвуковых скоростей появляется дополнительный пикирующий момент, т. е. $m_z^M < 0$. Если в (3.4) второе слагаемое превысит по модулю первое, то будет иметь место $\frac{dm_z}{dC_y} > 0$ – статическая

неустойчивость по скорости. Большинство сверхзвуковых самолетов неустойчиво по скорости в трансзвуковом диапазоне.

3. Пусть имеем зависимости $m_z = f(C_y)$ (рис. 3.2) для ряда чисел M (обычно при $\delta_B = 0$). В горизонтальном полете выполняется (3.3), из которого определяется C_y для каждого M : $C_y = \frac{\text{const}}{M^2}$.

Область положительного наклона результирующей кривой на графике соответствует статической неустойчивости по скорости в трансзвуковом диапазоне.

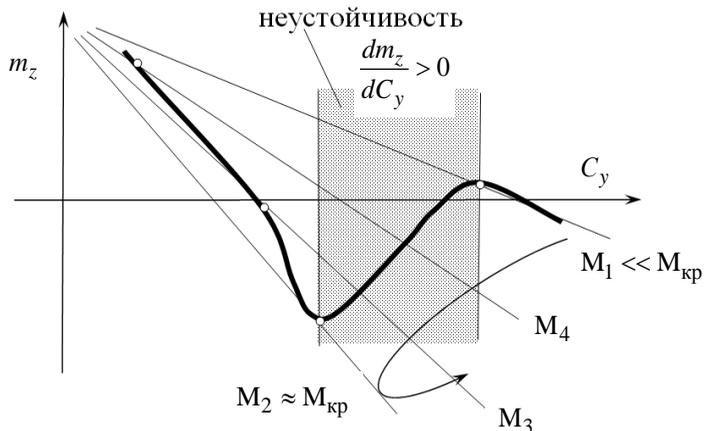


Рис. 3.2. К определению статической устойчивости по скорости

Далее будет показано, что статическая устойчивость по перегрузке определяет характер продольного короткопериодического движения, статическая устойчивость по скорости – длиннопериодического движения.

Статическая устойчивость самолета со свободными рулями высоты меньше, чем с зажатými (при безбустерном управлении).

Для выяснения вопросов о статической устойчивости ЛА необходимо знать зависимости от соответствующих параметров сил и особенно моментов, которые были рассмотрены в главе 2.

3.2. ПРОДОЛЬНАЯ БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА. ПРАВИЛО ПРОДОЛЬНОГО «V»

При выполнении установившегося полета момент внешних сил, действующих на ЛА, равен нулю.

Выполнение условия $M_z = 0$ (или $m_z = 0$) называется **продольной балансировкой**. Продольная балансировка достигается отклонением рулей высоты, стабилизаторов, элевонов.

Правило продольного «V». Рассмотрим для простоты самолет с плоскими прямоугольными в плане крылом и ГО, имеющими симметричные профили; пусть угол отклонения РВ $\delta_B = 0$.

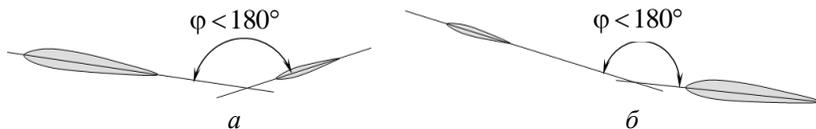


Рис. 3.3. К правилу продольного «V»:

a – «нормальная» схема; *б* – схема «утка»

При выполнении условия балансировки $m_z = m_{z_0} - (\bar{x}_F - \bar{x}_T)C_y = 0$. Если $C_y > 0$, то, как следует из уравнения, для балансировки статически устойчивого самолета $((\bar{x}_F - \bar{x}_T) > 0)$ требуется $m_{z_0} > 0$, а это в данном примере будет иметь место при $\varphi_{ГО} < 0$ (рис. 3.3, *a*). Видно, что у статически устойчивого самолета угол между хордами крыла и ГО должен быть меньше 180° , т. е. **хорды крыла и ГО образуют продольное «V»**. Это правило было сформулировано Н.Е. Жуковским. Оно справедливо как для самолетов нормальной схемы, так и схемы «утка» (рис. 3.3, *б*). Из рисунка понятно, почему у схемы «утка» переднее горизонтальное оперение (ПГО) работает при бóльших углах атаки, чем крыло, и срыв потока обычно возникнет сначала на ПГО.

Для сложных в плане крыльев с несимметричным профилем и круткой по размаху правило продольного «V» может быть «зауалировано», но неизменным остается требование $m_{z_0} > 0$. Этого можно достичь:

- 1) применением S-образных профилей (рис. 3.4, *a*);
- 2) применением на крыле с прямой стреловидностью отрицательной крутки по размаху (рис. 3.4, *б*).

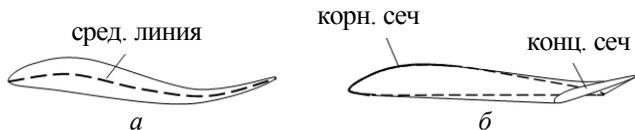


Рис. 3.4. Обеспечение $m_{z_0} > 0$:

a – использование S-образного профиля; *б* – геометрическая крутка крыла

Заметим, что по этой причине самолеты схемы «бесхвостка» обычно имеют стреловидное крыло с отрицательной по размаху круткой;

3) созданием M_{z0} тягой двигателя, что является опасным путем;

4) расположением крыла значительно выше ЦТ, тогда $M_{z0}(X) > 0$.

Ранее мы отмечали, что положение фокуса самолета не зависит от углов φ и δ_B , т. е. при $x_T = \text{const}$ коэффициент $m_z^{C_y} = -(\bar{x}_F - \bar{x}_T)$ не зависит от углов установки ГО и отклонения руля, а зависит от формы самолета «в плане». Отметим, что чем больше по модулю степень продольной статической устойчивости $\left| m_z^{C_y} \right|$, тем больше по модулю требуемые углы φ и δ_B , при максимальных значениях C_y .

3.3. БАЛАНСИРОВОЧНЫЕ КРИВЫЕ

Статическая управляемость связана с балансировкой самолета на установившихся режимах полета. Основными количественными показателями статической управляемости являются зависимости между параметрами полета и требуемым отклонением рулей. Такого рода зависимости выражаются балансировочными кривыми $\delta_B = f(C_y)$ или $\delta_B = f(n_y)$, $\delta_B = f(V)$ (для самолетов с цельноповоротным ГО – $\varphi = f(C_y)$, $\varphi = f(V)$).

Балансировочные кривые можно получить экспериментально или расчетом на основе выражения для продольного момента самолета (2.16):

$$m_z = m_{z0\text{бГО}} - C_{y\text{ГО}}^\alpha K_{\text{ГО}} A_{\text{ГО}} (\varepsilon_0 + \varphi + n_B \delta_B) - (\bar{x}_F - \bar{x}_T) C_y. \quad (3.5)$$

Из условия $m_z = 0$ определим необходимый угол отклонения руля высоты δ_B . Обозначим для краткости: $C_y^\alpha K_{\text{ГО}} A_{\text{ГО}} = B_{\text{ГО}}$.

$$m_z = 0 = m_{z0\text{бГО}} - B_{\text{ГО}} (\varepsilon_0 + \varphi) - B_{\text{ГО}} n_B \delta_B - (\bar{x}_F - \bar{x}_T) C_y,$$

откуда

$$\delta_B = \frac{1}{B_{\text{ГО}} n_B} \left\{ [m_{z0\text{бГО}} - B_{\text{ГО}} (\varepsilon_0 + \varphi)] - (\bar{x}_F - \bar{x}_T) C_y \right\}. \quad (3.6)$$

При $M < M_{кр}$ можно считать величины \bar{x}_F ; $B_{ГО}$; n_B , $m_{z06ГО}$, α , $\varepsilon \approx \text{const}$. Таким образом, можно записать:

$$\delta_B = a - b(\bar{x}_F - \bar{x}_T)C_y,$$

где a и b – комбинации членов уравнения (3.6).

Для статически устойчивого самолета $\bar{x}_F > \bar{x}_T$, значит, чем больше C_y , тем меньше δ_B , т. е. $\frac{\partial \delta_B}{\partial C_y} < 0$ (рис. 3.5)

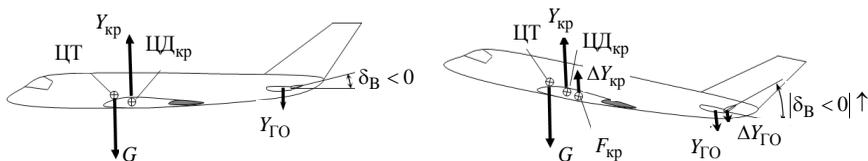


Рис. 3.5. Продольная балансировка статически устойчивого самолета

Для статически неустойчивого самолета $\bar{x}_F < \bar{x}_T$, значит, чем больше C_y , тем больше δ_B , т. е. $\frac{\partial \delta_B}{\partial C_y} > 0$ (рис 3.6).

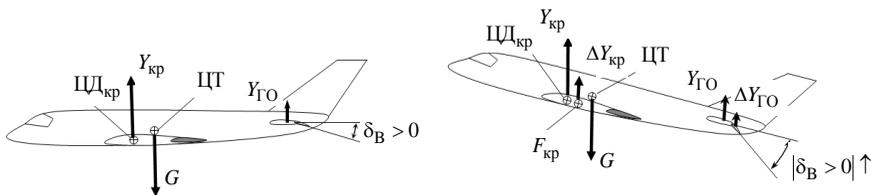


Рис. 3.6. Продольная балансировка статически неустойчивого самолета

Для перевода неустойчивого самолета с одного угла атаки на другой необходимо двойное движение органами управления (рис. 3.7). Например, для увеличения угла атаки с α_1 до α_2 в первый момент необходимо создать $\Delta M_z > 0$, для чего нужно уменьшить δ_B (положение 1). Затем, чтобы остановить вращение, необходим $\Delta M_z < 0$, для чего требуется увеличить δ_B (положение 2), а затем установить РВ в новое балансировочное положение 3.

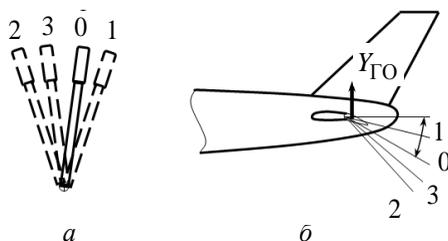


Рис. 3.7. Двойное движение органами управления:

a – положение ручки управления; *б* – положения руля высоты

Для нейтрального самолета $\bar{x}_F = \bar{x}_T$, следовательно, δ_B не зависит от C_y . Для управления нейтральным самолетом тоже необходимы двойные движения ручкой управления. Причем для любого по устойчивости самолета из (3.6) чем больше $B_{ГО}$, т. е. $L_{ГО}$, $S_{ГО}$ и n_B , тем меньшие отклонения руля требуются для заданного изменения C_y . Соответствующие зависимости показаны на рис. 3.8.

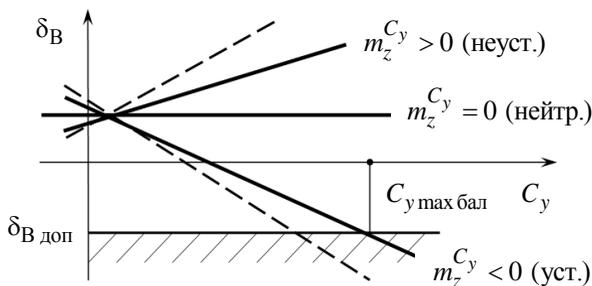


Рис. 3.8. Балансировочные кривые для различных по степени устойчивости самолетов (при $V = \text{const}$)

Отметим следующее.

1. Чем больше (по абсолютной величине) коэффициент статической устойчивости $|m_z^{C_y}|$, который для построенного самолета зависит от конфигурации, скорости и центровки, тем круче идут прямые, тем меньше значение $C_{y \text{ max бал}}$, тем меньше маневренность. Таким образом, излишне большая степень статической устойчивости вредна.

2. При увеличении $|m_{z0\text{БГО}}|$, например на посадке, прямые эквидистантно смещаются вниз. При слишком передней центровке может не хватить отклонения руля высоты для получения необходимой величины $C_{y\text{пос}}$ (рис. 3.9).

Допустимое значение угла отклонения руля $|\delta_{\text{В доп}}| = |\delta_{\text{В max}}| - |\Delta\delta_{\text{В зап}}|$, обычно $\Delta\delta_{\text{В зап}} \approx 5^\circ$, диапазон изменения $\delta_{\text{В}} = +15 \dots -20^\circ \dots 30^\circ$.

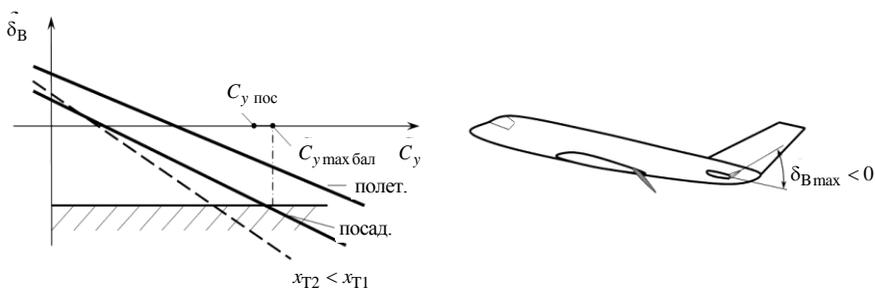


Рис. 3.9. Балансировочные кривые для различных конфигураций самолета

Как видно из (3.5) или (3.6), уменьшить угол РВ $|\delta_{\text{В}}|$ можно, уменьшив угол установки стабилизатора φ , применяя переставные стабилизаторы. При этом зависимости эквидистантно смещаются (рис. 3.10). Переставные стабилизаторы нашли широкое применение на современных самолетах, особенно с Т-образным оперением.

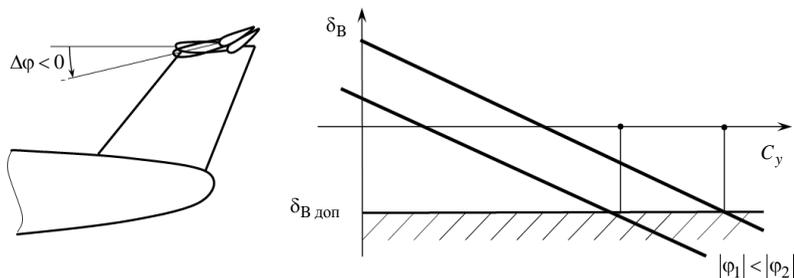


Рис. 3.10. Балансировочные кривые для различных углов установки ГО

Предельно передняя центровка определяется при взлетной и посадочной конфигурациях из (3.6) для предельно допустимых значений φ и δ_B .

Рассмотрим зависимость угла отклонения руля δ_B от скорости V в горизонтальном полете (при $n_y = 1$): $Y_{ГП} = C_y \frac{\rho V^2}{2} S = G$.

Пусть $G = \text{const}$, тогда $C_y = \frac{2G}{S} \frac{1}{\rho_H V^2} = \text{const} \frac{1}{\rho_H V^2}$. Подставляем в полученное выражение (3.6):

$$\delta_B = a - c(\bar{x}_T - \bar{x}_F) \frac{1}{\rho_H V^2}.$$

Величина $(\bar{x}_T - \bar{x}_F)$ меняется при изменениях числа Маха. При $M < M_{кр}$ $(\bar{x}_T - \bar{x}_F) \approx \text{const}$ и значение $V(\delta_B = 0)$ зависит от веса, высоты полета, центровки, угла установки ГО φ . Чем больше коэффициент $|m_z^{C_y}|$, тем круче располагаются кривые (рис. 3.11).

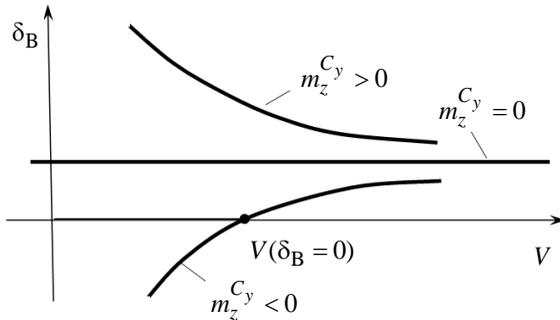


Рис. 3.11. Балансировка по скорости для различных по степени статической устойчивости дозвуковых самолетов

У статически устойчивого по скорости самолета при увеличении скорости, т. е. уменьшении C_y , необходимо увеличивать δ_B . Таким

образом, $\frac{d\delta_B(V, C_y)}{dC_y} < 0$ – признак статической устойчивости по скорости.

Производная $\frac{\partial\delta_B}{\partial V}$ называется «расходом руля на скорость», при статической устойчивости $\frac{\partial\delta_B}{\partial V} > 0$. Зависимость $\delta_B(V)$ в горизонтальном полете у сверхзвукового самолета может иметь «ложку» в трансзвуковом диапазоне (рис. 3.12). В области неустойчивости необходимы противоположные движения рулей.

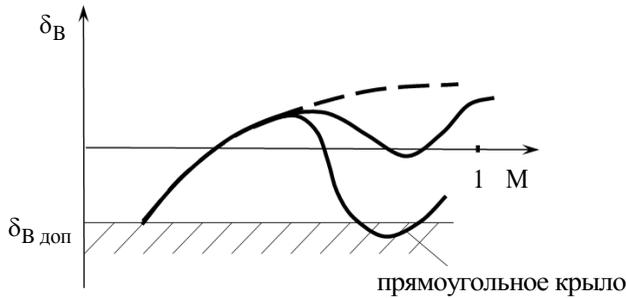


Рис. 3.12. Балансировка по скорости для сверхзвуковых самолетов (в том числе – с прямоугольным крылом)

У самолетов с прямоугольным в плане крылом пикирующий момент в окрестности $M \approx 1$ довольно большой и эффективности рулей может не хватить для балансировки. В результате происходит «затягивание в пикирование» при разгоне самолета. При торможении самолета со сверхзвуковых скоростей возможен обратный эффект – самопроизвольный выход на большие углы атаки – сверхзвуковой «подхват» (X-1, F-84).

Найдем зависимость δ_B от n_y при $V = \text{const}$. Представим нормальную перегрузку в виде $n_y = n_{yГП} + \Delta n_y = 1 + \Delta n_y$. С другой стороны, $n_y = \frac{C_y}{C_{yГП}}$; откуда $C_y = C_{yГП}(1 + \Delta n_y)$. Подставим это выраже-

ние в (3.6): $\delta_B = a + bm_z^{C_y} C_{y,ГП}(1 + \Delta n_y)$; $C_{y,ГП} = \frac{2G}{S\rho_H V^2} = \text{const} \frac{1}{\rho_H V^2}$

тогда

$$\delta_B = a + d \frac{(1 + \Delta n_y)}{\rho_H V^2}. \quad (3.7)$$

Как видно из последней формулы, при $V = \text{const}$ угол отклонения руля высоты δ_B линейно зависит от Δn_y .

Производная $\frac{\partial \delta_B}{\partial n_y}$ – «расход руля на перегрузку» – важная характеристика управляемости, $\frac{\partial \delta_B}{\partial n_y} < 0$.

С увеличением скорости при $H = \text{const}$ для получения заданного приращения перегрузки, как видно из (3.7), требуется меньшее отклонение руля высоты, т. е. самолет становится более чувствителен к изменениям δ_B . Это особенно сказывается при скоростном полете на сверхмалых высотах (ρ_H и V велики) самолетов с необратимой бустерной системой. Для устранения этого недостатка в цепь управления вводится автоматическое устройство, изменяющее передаточное отношение и градиент усилий на ручке в зависимости от высоты, скорости и числа M . Кроме того, могут использоваться верньерное управление, самонастраивающаяся система управления и ряд других мер.

На больших высотах ρ_H мало, и для получения заданного Δn_y требуется большое отклонение δ_B , вследствие чего уменьшается $\Delta n_{y, \text{max}}$, т. е. падает маневренность.

3.4. ПОКАЗАТЕЛИ СТАТИЧЕСКОЙ ПРОДОЛЬНОЙ УПРАВЛЯЕМОСТИ

Управляемость – это способность самолета реагировать на управляющие воздействия летчика.

Статическая управляемость характеризуется как отклонением органов и усилиями, потребными для выполнения установившегося

полета, так и производными усилий и перемещений по соответствующим параметрам.

Вид балансировочных зависимостей $\delta_B(C_y)$ при $V = \text{const}$ и $\delta_B(V)$ при $C_y = \text{const}$ определяется устойчивостью самолета соответственно по перегрузке и по скорости: $\sigma_{\Pi} \approx m_z^{C_y} = \frac{\partial m_z}{\partial C_y}$ и $\sigma_V = \frac{dm_z}{dC_y}$.

У устойчивого по перегрузке самолета $\frac{\partial \delta_B}{\partial C_y} < 0$; у устойчивого по скорости $\frac{\partial \delta_B}{\partial V} > 0$. Такие знаки производных $\delta_B^{C_y}$ и δ_B^V при пилотировании считаются естественными.

Летчик воспринимает самолет через перемещение ручки X_B и особенно через усилие на ручке P_B . Важными показателями статической управляемости являются $P_{BV \min}$ и $P_{BV \max}$. Кроме того, показатели статической управляемости включают:

$P_B^{n_y} = \frac{\partial P_B}{\partial n_y}$ – коэффициент расхода усилий на перегрузку (усилие, необходимое для изменения n_y на единицу);

$x_B^n = \frac{\partial x_B}{\partial n_y}$ – коэффициент расхода ручки (штурвала) на перегрузку;

$P_{Bn \max}$, $x_{Bn \max}$ – максимальное усилие и перемещение при $n_{y \max}$;

$P_B^V = \frac{\partial P}{\partial V}$ – коэффициент расхода усилий на скорость;

$x_B^V = \frac{\partial x_B}{\partial V}$ – коэффициент расхода ручки на скорость.

Определим величину $P_B^{n_y}$. Для этого найдем усилие на ручке:

$$\begin{aligned} P_B &= -k_{\text{ш}} m_{\text{ш}} q_{\Gamma O} S_B b_B = -k_{\text{ш}} q_{\Gamma O} S_B b_B \left(m_{\text{ш}}^{\alpha} \alpha_{\Gamma O} + m_{\text{ш}}^{\delta} \delta_B \right) = \\ &= A_B \left(m_{\text{ш}}^{\alpha} \alpha_{\Gamma O} + m_{\text{ш}}^{\delta} \delta_B \right). \end{aligned}$$

Угол атаки ГО распишем в виде $\alpha_{ГО} = \alpha + \varphi_{ГО} - \varepsilon \approx \alpha(1 - \varepsilon^\alpha) + \varphi_{ГО}$. Представим продольный момент самолета как $m_z = m_{z0} + m_z^{C_y} C_y + m_z^\delta \delta_B = 0$, откуда $\delta_B = -\frac{m_{z0} + m_z^{C_y} C_y}{m_z^\delta} = -\frac{m_{z0} + m_z^{C_y} n_y C_{yГП}}{m_z^\delta}$.

Тогда

$$P_B = A_B \left[m_{ш}^\alpha (\alpha(1 - \varepsilon^\alpha) + \varphi_{ГП}) - \frac{m_{ш}^\delta}{m_z^\delta} (m_{z0} + m_z^{C_y} n_y C_{yГП}) \right],$$

$$\frac{\partial P_B}{\partial n_y} = A_B \left[m_{ш}^\alpha \frac{\partial \alpha}{\partial n_y} (1 - \varepsilon^\alpha) - \frac{m_{ш}^\delta}{m_z^\delta} m_z^{C_y} C_{yГП} \right].$$

Расчеты показывают, что первое слагаемое в квадратных скобках пренебрежимо мало по сравнению со вторым; тогда $P_B^{n_y} \approx -A_B \frac{m_{ш}^\delta}{m_z^\delta} C_{yГП} m_z^{C_y}$. В итоге, как видим, $P_B^{n_y} \sim m_z^{C_y} = -(\bar{x}_F - \bar{x}_T)$.

У устойчивого самолета $P_B^{n_y} < 0$. Для маневренного самолета этот коэффициент составляет 30...50 Н и достигает 300...800 Н для неманевренного, при этом существенно растет по величине при переходе на сверхзвук (рис. 3.13).

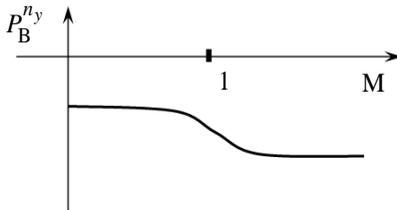


Рис. 3.13. Зависимость коэффициента расхода усилий от числа Маха

Для определения коэффициента расхода ручки $x_B^{n_y}$ преобразуем выражение для $P_B^{n_y} = \frac{\partial P}{\partial x_B} \frac{\partial x_B}{\partial n_y} = P_B^x \frac{\partial x_B}{\partial n_y} = P_B^x x_B^{n_y}$. Отсюда

$x_B^{n_y} = \frac{P_B^{n_y}}{P_B^x} = \frac{P_B^{n_y}}{k_{\text{загр}}}$, где $P_B^x = k_{\text{загр}}$ – коэффициент загрузки ручки (для самолетов с необратимым бустерным управлением обеспечивается

пружиной). С другой стороны, $x_B^{n_y} = \frac{\partial x_B}{\partial \delta_B} \frac{\partial \delta_B}{\partial n_y} = x_B^{\delta_B} \delta_B^{n_y} = \frac{\delta_B^{n_y}}{k_{\text{ш}}}$. Так как

$\delta_B^{n_y} = -\frac{m_z^{C_y}}{m_z^{\delta}} C_{y\text{ГП}} \sim m_z^{C_y}$, то $X_B^{n_y} \sim m_z^{C_y}$.

Аналогично можно показать, что коэффициенты расхода усилий и ручки на скорость пропорциональны степени статической устойчивости по скорости: $P_B^V \sim \sigma_V$; $x_B^V \sim \sigma_V$.

3.5. ДИАПАЗОН ДОПУСТИМЫХ ЦЕНТРОВОК

Ранее было установлено следующее.

1. Перемещение ЦТ назад снижает степень статической устойчивости; при $\bar{x}_T = \bar{x}_F$ $\left(\text{с учетом демпфирования при } \bar{x}_T = \bar{x}_F + \frac{m_z^{\omega_z}}{\mu} \right)$ центровка называется нейтральной. Задние центровки, очень близкие к нейтральной, – неприемлемы:

- а) слишком малы расходы руля на перегрузку;
- б) при технологических отклонениях или ошибках при размещении грузов самолет может оказаться неустойчив ($\bar{x}_T > \bar{x}_F$).

2. С перемещением ЦТ вперед увеличивается степень статической устойчивости. Излишне передние центровки также неприемлемы:

- а) может не хватить отклонения руля высоты для балансировки самолета на взлете и посадке;
- б) большая степень статической устойчивости может плохо сказаться на характере возмущенного движения самолета;

в) уменьшается значение $C_{y_{\max}}$, а значит, снижается маневренность;

г) растут потери качества на балансировку.

Таким образом, для каждого самолета существует определенный диапазон допустимых центровок (рис. 3.14), зависящий от веса, конфигурации, числа M .

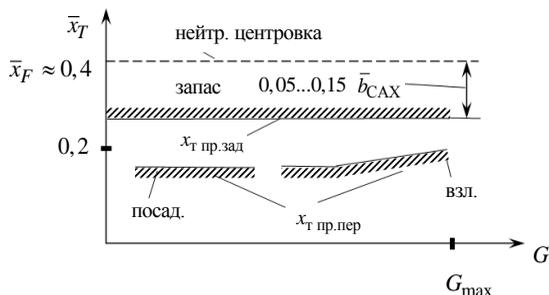


Рис. 3.14. К диапазону допустимых центровок

3.6. ПОТЕРИ, СВЯЗАННЫЕ С БАЛАНСИРОВКОЙ

Для балансировки *статически устойчивого* самолета (при нейтральном положении руля высоты $\delta_B = 0$) необходимы отрицательные углы φ , а *статически неустойчивого* — положительные (рис. 3.15). При этом чем больше α , тем больше $|\varphi|$.

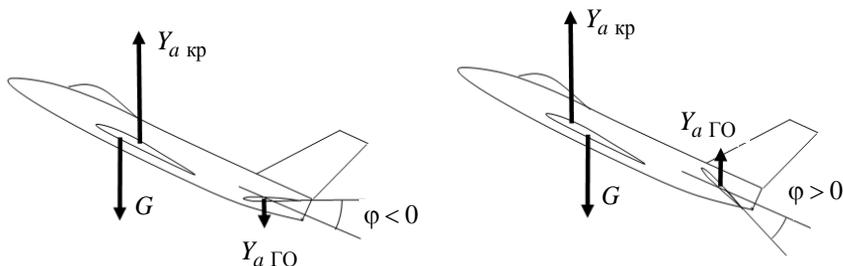


Рис. 3.15. Балансировка самолета:

a — самолет статически устойчив; *б* — самолет статически неустойчив

Как видно из рисунка, для статически устойчивого самолета подъемная сила определится как $Y_{a\text{уст}} = Y_{a\text{кр}} - Y_{a\text{ГО}}$, а для неустойчивого $Y_{a\text{неуст}} = Y_{a\text{кр}} + Y_{a\text{ГО}}$; следовательно, $C_{y\text{балуст}}^\alpha < C_{y(\varphi=0)}^\alpha$, $C_{y\text{балнеуст}}^\alpha > C_{y(\varphi=0)}^\alpha$. Так как $\alpha_{\text{кр}}$ от угла φ зависит слабо, то при прочих равных условиях $C_{y\text{максуст}} < C_{y\text{макснеуст}}$ (рис. 3.16), значит, $Y_{\text{максуст}} < Y_{\text{макснеуст}}$, причем разница может достигать 20 %. Поэтому неустойчивый самолет обладает большими маневренными возможностями.

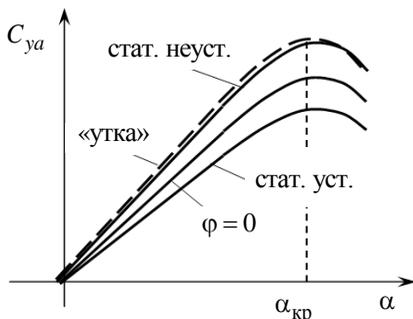


Рис. 3.16. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для самолетов с различной степенью статической устойчивости

Рассмотрим, как меняется поляра самолета при изменении угла установки ГО при $\delta_B = 0$. При увеличении φ и $\alpha = \text{const}$, $\Delta C_{ya} > 0$; $\Delta C_{xa} > 0$, соответственно точка поляры сместится вправо и вверх (рис. 3.17, а). При уменьшении φ , $C_{ya} < 0$; $\Delta C_{xa} > 0$, поэтому точка поляры сместится вправо и вниз (рис. 3.17, б).

Имея семейство поляр для различных $\varphi_i = \text{const}$, можно построить балансирующую поляру – зависимость $C_{ya} = f(C_{xa})$ при балансирующем отклонении ГО (в данном примере при $\delta_B = 0$). Для этого, задаваясь рядом значений C_{ya} , определяем соответствующий балансировке угол $\varphi_{\text{бал}}$ из условия $m_z = 0$. Видно, что чем больше C_{ya} , тем больше $|\varphi_{\text{бал}}|$.

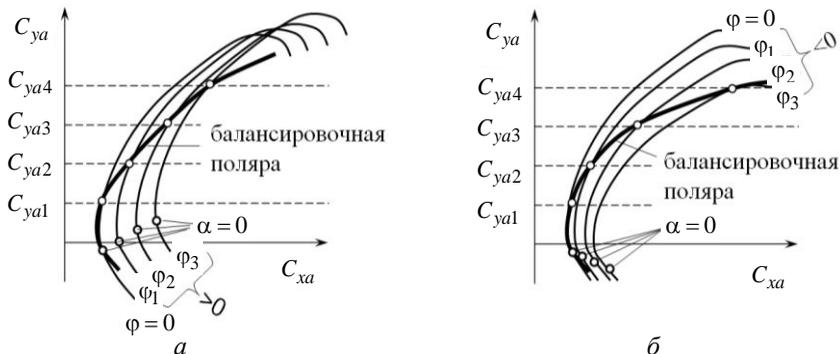


Рис. 3.17. К построению балансировочной поляры:

а – самолет статически неустойчив; б – самолет статически устойчив

При балансировке аэродинамическое качество меньше, чем при $\varphi = 0 = \text{const}$ (рис. 3.18).

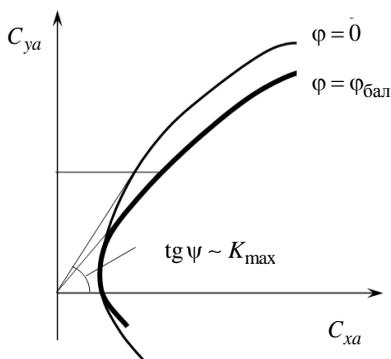


Рис. 3.18. Балансировочная поляра

Сравним значения аэродинамического качества для самолетов с ГО и без него: $K_{\text{бГО}} = \frac{Y_{\text{абГО}}}{X_{\text{абГО}}}$; $K = \frac{Y_{\text{абГО}} \mp Y_{\text{аГО}}}{X_{\text{абГО}} + X_{\text{аГО}}} = K_{\text{бГО}} \frac{X_{\text{абГО}}}{X_{\text{а}\Sigma}} \mp K_{\text{ГО}} \frac{X_{\text{аГО}}}{X_{\text{а}\Sigma}}$.

Подъемная сила ГО может быть как положительной, так и отрицательной, а его сопротивление всегда положительное. Максимальное

качество ГО меньше, чем у крыла (из-за меньшего удлинения). Поэтому использование ГО для балансировки всегда приведет к снижению качества несбалансированного самолета без ГО. При этом, как видно из рис. 3.17, качество значительно падает у статически устойчивого самолета (особенно у схемы «бесхвостка»). У статически неустойчивого самолета и «утки» потери качества на балансировку намного меньше. Чем больше степень статической устойчивости, тем больше потери качества на балансировку.

В связи с этим интерес представляет создание самолетов с пониженной степенью статической устойчивости или даже статически неустойчивых на дозвуке, с тем чтобы при смещении на сверхзвуке фокуса назад они становились оптимально статически устойчивыми (рис. 3.19). Следует заметить, что управление статически неустойчивым самолетом без автоматической системы невозможно, а с применением автоматики управление ничем не отличается от управления статически устойчивым самолетом.

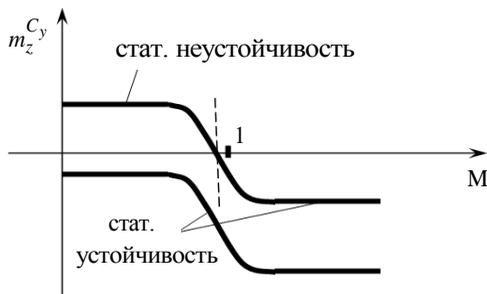


Рис. 3.19. Зависимость степени статической устойчивости самолета от числа Маха

Статически неустойчивый самолет имеет следующие преимущества.

1. Большее значение Y_{\max} , а значит, и лучшую маневренность.
2. Меньшие потери качества на балансировку, поэтому при прочих равных условиях большие значения V_{\max} и L_{\max} , лучшие характеристики разгона.
3. При создании самолета добиться статической неустойчивости можно уменьшением $S_{ГО}$, в результате получаем выигрыш в весе и уменьшение C_{x0} .

Кроме того, добиться уменьшения степени статической устойчивости на сверхзвуке можно, применяя:

- а) стреловидные и треугольные крылья;
- б) корневые наплывы;
- в) дестабилизатор (выдвижной или флюгируемый);
- г) смещение ЦТ перекачкой топлива по заданной программе;
- д) разнос осей поворота консолей у самолетов с изменяемой геометрией крыла.

3.7. БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ. ПОНЯТИЯ ПОПЕРЕЧНОЙ И ФЛЮГЕРНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ

Под **боковой статической устойчивостью** понимают тенденцию самолета к ликвидации приращения угла скольжения движениями крена и рыскания. В полете эти движения взаимосвязаны и возникают одновременно. Однако для упрощения изучения боковой устойчивости целесообразно предварительно рассмотреть отдельно *поперечную* устойчивость (движение относительно оси Ox) и *флюгерную*, или *путевую* (относительно оси Oy). Такое разделение боковой устойчивости на поперечную и флюгерную довольно условно, получить отдельно характеристики поперечной и флюгерной устойчивости можно лишь при испытаниях модели в аэродинамической трубе. Модель при этом должна иметь одну степень свободы – или вращение вокруг оси Ox , или вращение вокруг оси Oy .

Поперечная устойчивость – стремление к ликвидации приращения угла скольжения движением крена (вокруг оси Ox) (рис. 3.20).

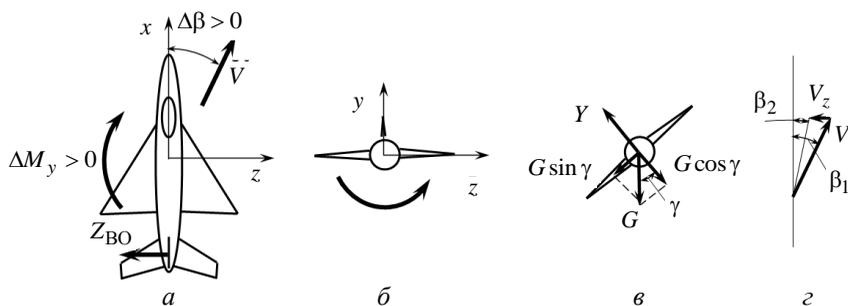


Рис. 3.20. К определению поперечной устойчивости

Если в результате скольжения ($\Delta\beta > 0$) (рис. 3.20, а) возникает момент крена ($\Delta M_x < 0$) (рис. 3.20, б), то самолет накрывается на отстающее крыло. Проекция силы тяжести $G \sin \gamma$ (рис. 3.20, в) при этом вызовет скольжение, что приведет к уменьшению угла β (рис. 3.20, г).

Если скольжение возникло в результате крена самолета, то устойчивый в поперечном отношении самолет будет стремиться ликвидировать крен моментом $M_x < 0$ (рис. 3.21).

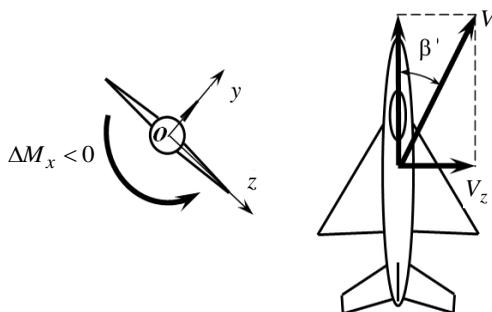


Рис. 3.21. Реакция самолета на крен

Таким образом, можно дать еще одно определение поперечной устойчивости: это свойство самолета после нарушения поперечного равновесия в прямолинейном полете стремиться к ликвидации возмущения угла крена. Это свойство не следует рассматривать как устойчивость по крену. По крену все самолеты (без соответствующей автоматики) нейтральны, но реагируют на скольжение, возникающее в результате крена.

Из примеров видно, что критерием поперечной устойчивости является знак производной $\frac{\partial M_x}{\partial \beta}$, или, если воспользоваться понятием коэффициентов боковых моментов, производной m_x^β . При $m_x^\beta < 0$ имеет место поперечная устойчивость; при $m_x^\beta > 0$ – поперечная неустойчивость. Если $m_x^\beta = 0$, то самолет нейтрален в поперечном отношении.

Флюгерная устойчивость – стремление самолета к ликвидации приращения угла скольжения движением рыскания (вокруг оси Oy). Если при $\Delta\beta > 0$ возникает момент $\Delta M_y < 0$, то самолет стремится

уменьшить угол скольжения (рис. 3.22). Таким образом, $\frac{\partial M_y}{\partial \beta} < 0$, или $m_y^\beta < 0$ – критерий флюгерной устойчивости, $m_y^\beta > 0$ – неустойчивости, $m_y^\beta = 0$ – нейтральности.

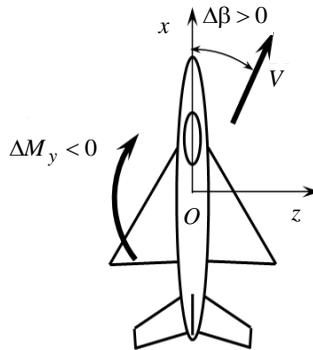


Рис. 3.22. К определению флюгерной устойчивости

Следует отметить, что поперечная и флюгерная устойчивость являются необходимыми, но недостаточными условиями устойчивости бокового возмущенного движения.

Чтобы выяснить вопрос о боковой устойчивости самолета, необходимо знать зависимости боковых сил и моментов от геометрии самолета и параметров движения, которые были рассмотрены в главе 2.

У современных самолетов со стреловидным крылом обычно возникает проблема излишне большой степени поперечной устойчивости, которая вредна самолету, особенно – при малой флюгерной устойчивости. Последствия излишне большой степени поперечной устойчивости:

- 1) неудовлетворительные характеристики бокового возмущенного движения;
- 2) резкая реакция креном на боковые порывы ветра;
- 3) трудность балансировки при полете со скольжением (например, посадка с боковым ветром; полет при отказе бокового двигателя, рис. 3.23);
- 4) интенсивное вращение по крену при отказе бокового двигателя.

В этом случае появление момента рыскания M_y при отказе двигателя (рис. 3.23) ведет к росту угла скольжения β . В связи с этим увеличивается момент крена $M_x = M_x^\beta \beta$, а значит, и угол крена γ . Если $|M_x^\beta|$ велико, то до момента вмешательства летчика самолет может выйти на слишком большие углы крена.

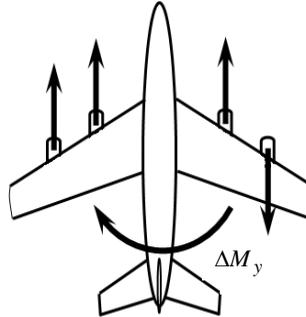


Рис. 3.23. Полет при отказе бокового двигателя

Приведенные выше случаи 3) и 4) являются расчетными при выборе величины m_x^β . Для уменьшения $|m_x^\beta|$ крыльям с большой стреловидностью и удлинением придают отрицательное «V» (например, Ту-104). У крыльев малого удлинения $|m_x^\beta|$ невелико, поэтому отрицательное «V» не обязательно. С помощью автоматики в каналах управления на современных самолетах удается достичь требуемых характеристик боковой устойчивости даже при положительных углах поперечного «V».

При анализе флюгерной устойчивости необходимо учитывать следующее:

- 1) при увеличении угла атаки происходит затенение ВО фюзеляжем, следовательно, уменьшается флюгерная устойчивость;
- 2) при увеличении числа M происходит падение флюгерной устойчивости (рис. 3.24) (в основном за счет уменьшения $C_{z_{\text{ВО}}}^\beta$).

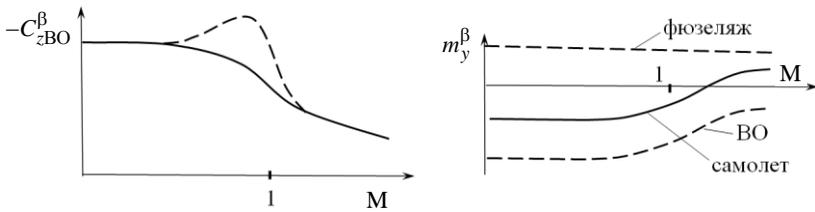


Рис. 3.24. К влиянию числа Маха:

a – на несущие свойства ВО; *b* – на степень флюгерной устойчивости самолета

В связи с этим возникает проблема получения достаточной степени флюгерной устойчивости при сверхзвуковых скоростях полета. Пути решения этой проблемы следующие.

1. Увеличение эффективной площади ВО, что достигается одним из следующих вариантов:

а) использованием подфюзеляжных гребней и форкиля (рис. 3.25). Гребни часто делают поворотными, чтобы не увеличивать длину стоек шасси. Форкиль, кроме непосредственного увеличения площади ВО, при скольжении создает вихри, которые вызывают дополнительную силу ΔZ_{BO} (рис. 3.26), в результате чего растет $|m_y^{\beta}|$;

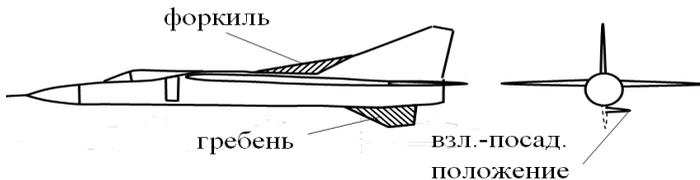


Рис. 3.25. Использование подфюзеляжных гребней и форкиля

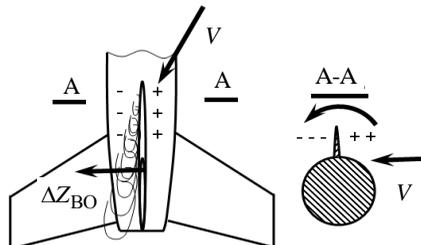


Рис. 3.26. Образование приращения боковой силы при обтекании форкиля

б) применением угла поперечного «V» у горизонтального оперения (рис. 3.27);



Рис. 3.27. ГО с углом поперечного «V»

в) отклонением консолей крыла на сверхзвуке вниз. Примером этого служит самолет ХВ-70 «Валькирия» (рис. 3.28). При этом достигается двойной эффект при $M > 1$: во-первых, увеличивается флюгерная устойчивость; во-вторых – фокус самолета в продольном движении смещается вперед;

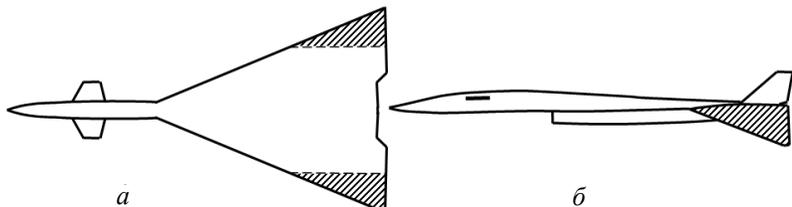


Рис. 3.28. Положение отклоняемых консолей:

a – на «дозвуке»; *б* – на «сверхзвуке»

г) применением двухкилевого вертикального оперения. Кроме увеличения площади для получения максимальной эффективности необходимо оптимизировать разнос и развал килей, чтобы обеспечить положительную интерференцию вихрей и ВО (рис. 3.29).

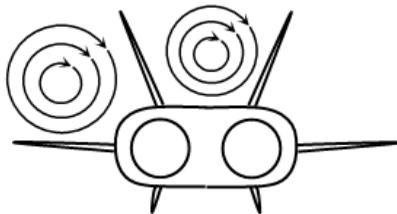


Рис. 3.29. Интерференция вихрей с двухкилевым ВО

2. Применение корневых наплывов, в результате чего:

а) равнодействующая аэродинамических сил при скольжении отклоняется вверх, тем самым уменьшается дестабилизирующая сила ΔZ (рис. 3.30);

б) при скольжении с наплывов сходят вихри (более интенсивно – с выдвинутого, при этом создается дополнительная подсосывающая сила на ВО (рис. 3.31)).

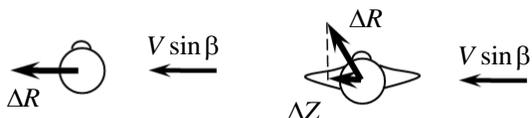


Рис. 3.30. Влияние наплыва на дестабилизирующую силу

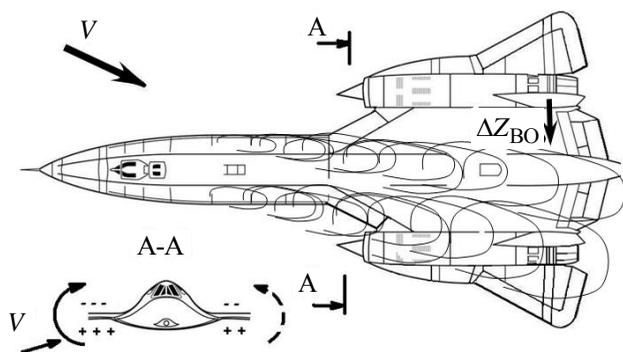


Рис. 3.31. Влияние наплыва на обтекание ВО

3. Применение средств автоматики в системе управления, например демпфера рыскания.

3.8. БОКОВАЯ БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА

Для управления боковым движением самолета используют в основном руль направления (РН) и элероны. Способность самолета реагировать на отклонение элеронов и РН называется **боковой управляемостью**. На современных самолетах для управления применяют

также интерцепторы, дифференциально отклоняемые стабилизаторы, элероны, флапероны.

Если, например, производить опыты в аэродинамической трубе, оставляя модели одну степень свободы, то мы увидим следующее:

а) если степень свободы обеспечивает вращение вокруг оси Ox , тогда после отклонения элеронов модель будет вращаться с постоянной угловой скоростью ω_x (рис. 3.32, а);

б) если степень свободы – вращение вокруг оси Oy , тогда после отклонения РН модель займет новое положение, характеризуемое углом β (рис. 3.32, б).

В полете функции элеронов и РН взаимосвязаны, отклонение любого из этих органов вызывает изменение угла скольжения и угла крена: $\delta_H \rightarrow M_{yH} \rightarrow \Delta\beta \rightarrow M_x(\beta) \rightarrow \gamma$; $\delta_{эл} \rightarrow M_{xэл} \rightarrow \Delta\gamma \rightarrow \Delta\beta$. Поэтому для балансировки самолета в прямолинейном полете с постоянным креном и скольжением (или со скольжением без крена) необходимо отклонение как элеронов, так и РН на соответствующие углы. Величина этих углов определяется из условия равенства нулю боковых сил и моментов.

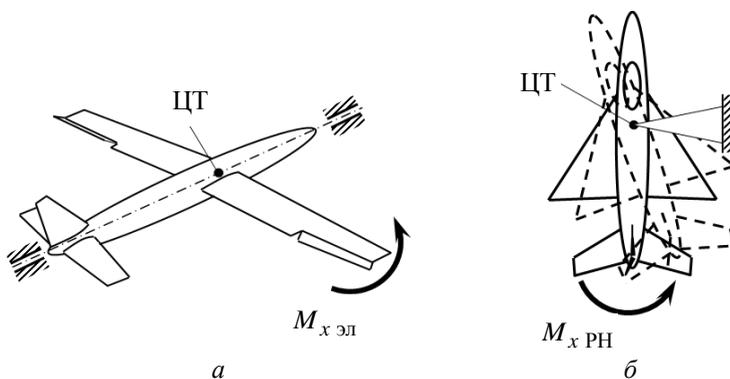


Рис. 3.32. Реакция модели самолета на отклонение элеронов (а) и руля направления (б)

Современные самолеты могут обладать рядом особенностей боковой управляемости, часто в трансзвуковом диапазоне: обратная реакция на отклонение РН («дачу ноги»); «зависание» по крену; реверс элеронов; произвольное кренение, «валежка» на определенных режимах и т. д.

Боковая статическая управляемость – способность самолета устанавливать равновесие боковых сил и моментов, т. е. боковую балансировку соответствующим отклонением элеронов и РН. Например: установившийся полет с креном и скольжением, установившееся вращение со скоростями ω_x , ω_y и т. д.

Боковая балансировка в прямолинейном полете со скольжением

Прямолинейный полет со скольжением (β) и креном (γ) выполняется при посадке с боковым ветром, несимметричной тяге двигателей и т. д.

Исходная система уравнений представляет условие равенства нулю боковых сил и моментов в проекциях на оси связанной системы координат:

$$\left. \begin{aligned} \Sigma F_z &= 0, \\ \Sigma M_x &= 0, \\ \Sigma M_y &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (3.8)$$

Примем, что соответствующие силы и моменты линейно зависят от угла скольжения и углов отклонения органов управления, тогда

$$\left. \begin{aligned} \Sigma F_z &= Z^\beta \beta + Z^{\delta_H} \delta_H + G \cos \theta \sin \gamma = 0, \\ \Sigma M_x &= M_x^\beta \beta + M_x^{\delta_\omega} \delta_\omega + M_x^{\delta_H} \delta_H = 0, \\ \Sigma M_y &= M_y^\beta \beta + M_y^{\delta_H} \delta_H + M_y^{\delta_\omega} \delta_\omega = 0. \end{aligned} \right\} \quad (3.9)$$

Из условия $\Sigma F_y = 0$, $Y = G \cos \theta \cos \gamma$ (рис. 3.33), откуда $G \cos \theta = \frac{Y}{\cos \gamma}$, подставляем в первое уравнение. $G \cos \theta \sin \gamma = \frac{Y \sin \gamma}{\cos \gamma} = Y \operatorname{tg} \gamma$.

В первом уравнении (3.9) все слагаемые – это составляющие боковой силы. Первое обусловлено скольжением, второе – отклонением руля высоты, третье – проекция силы тяжести на ось Oz . Слагаемые во втором уравнении представляют собой моменты внешних сил относительно оси Ox : первое обусловлено скольжением, второе – отклонением элеронов, третье – отклонением руля направления. В третьем

уравнении все слагаемые представляют собой моменты внешних сил относительно оси Oy : первое обусловлено скольжением, второе – отклонением руля направления, третье – отклонением элеронов. В дальнейшем считаем, что $m_y^{\delta_3} \approx 0$ (это достигается отклонением элеронов вверх и вниз на различные углы). Поделив первое уравнение на qS , второе и третье на qSl , получим систему уравнений в безразмерном виде:

$$\left. \begin{aligned} C_z^{\beta} \beta + C_z^{\delta_H} \delta_H + C_y \operatorname{tg} \gamma &= 0, \\ m_x^{\beta} \beta + m_x^{\delta_3} \delta_3 + m_x^{\delta_H} \delta_H &= 0, \\ m_y^{\beta} \beta + m_y^{\delta_H} \delta_H &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (3.10)$$

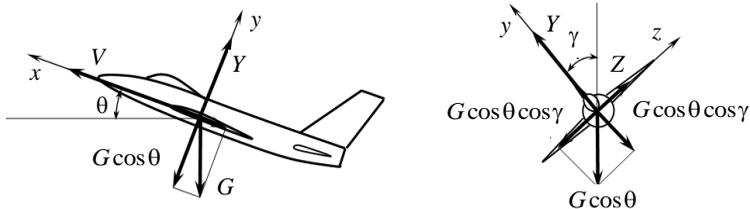


Рис. 3.33. К боковой балансировке

Балансировка при посадке с боковым ветром может осуществляться несколькими методами.

При посадке методом скольжения (рис. 3.34, а) ось самолета и вектор земной скорости $\vec{V}_{зем}$ параллельны оси ВПП. Считаем

угол скольжения малым, тогда $\beta \approx \sin \beta = \frac{W}{V}$. Из третьего уравне-

ния (3.10) $\delta_H = -\frac{m_y^{\beta}}{m_y^{\delta_H}} \beta$ – подставляем во второе $\delta_3 =$

$$= -\frac{1}{m_x^{\delta_3}} \left(m_x^{\beta} - \frac{m_x^{\delta_H}}{m_y^{\delta_H}} m_y^{\beta} \right) \beta. \text{ Величина угла крена, необходимая для со-}$$

здания уравновешивающий силы Z из первого уравнения, определится в виде $\gamma \approx \text{tg } \gamma = -\frac{1}{C_y} \left(C_z^\beta - \frac{C_z^{\delta_H}}{m_y^{\delta_H}} m_y^\beta \right) \beta$ (третье уравнение системы (3.10)).

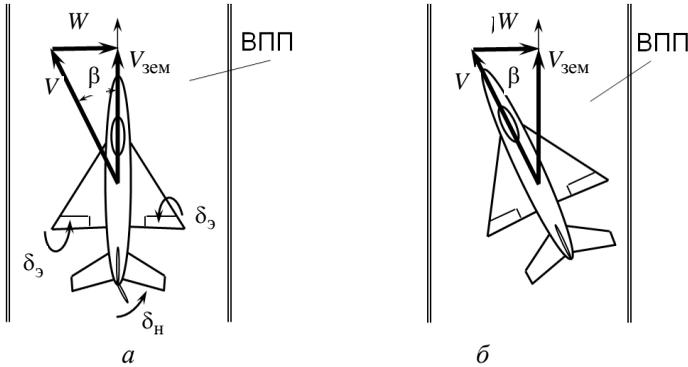


Рис. 3.34. Посадка с боковым ветром:
a – методом скольжения; *б* – методом упреждения

Таким образом, угол крена γ при подходе к земле не равен нулю. На очень малой высоте необходимо быстрым движением элеронов устранить угол крена. Из формул (а), (б), (в) видно, что потребные величины отклонения δ_H и δ_ϵ зависят от коэффициентов поперечной и флюгерной статической устойчивости m_x^β и m_y^β , а также от эффективности руля направления и элеронов, характеризуемой соответственно $m_x^{\delta_\epsilon}$ и $m_y^{\delta_H}$. Этот случай является одним из расчетных для определения величин m_x^β и m_y^β и их отношения, а также эффективности РН и элеронов.

Иногда применяют посадку *методом упреждения по курсу* (рис. 3.34, б).

В этом случае полет совершается без крена и скольжения (или с небольшим скольжением). При подходе к земле необходимо быстрым отклонением РН изменить угол рыскания, так чтобы ось самолета стала параллельна оси ВПП.

3.9. БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА ПРИ НЕСИММЕТРИЧНОЙ ТЯГЕ

При отказе бокового двигателя (см. рис. 3.23) возникает момент рыскания (обозначим M_{yP}). Соответствующий коэффициент момента определим в виде $m_{yP} = \frac{M_{yP}}{qSl}$. Перепишем (3.10) с учетом момента рыскания от тяги:

$$\left. \begin{aligned} C_z^\beta \beta + C_z^{\delta_H} \delta_H + C_y \operatorname{tg} \gamma &= 0, \\ m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_\delta} \delta_\delta + m_x^{\delta_H} \delta_H &= 0, \\ m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_H} \delta_H + m_{yP} &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (3.11)$$

Система (3.11) из трех уравнений содержит четыре неизвестных (δ_δ ; δ_H ; β ; γ). Следовательно, для балансировки самолета можно применять различные способы пилотирования. При этом используется следующее правило знаков: положительные отклонения органов вызывают соответственно отрицательные скорости вращения. Например, правый элерон вниз ($\delta_\delta > 0$) соответствует отклонению ручки влево. Поворот РН вправо ($\delta_H > 0$) – правая педаль перемещается вперед.

При полете с отказом двигателя самолет может лететь без скольжения или со скольжением в сторону отказавшего или работающего двигателя, соответственно с различными углами γ , δ_H и δ_δ (рис. 3.35). При этом необходимо отметить следующее.

а) С точки зрения оптимальных отклонений РН и элеронов выгодно совершать полет с креном и скольжением в сторону крыла с работающим двигателем. В этом случае момент, обусловленный скольжением ($M_{y\beta}^\beta$), частично уравновесит момент от несимметричной тяги (M_{yP}). В частности, важно уменьшить δ_H , чтобы снизить усилия на педалях.

б) В сложных метеоусловиях часто выполняется полет без крена со скольжением в сторону отказавшего двигателя.

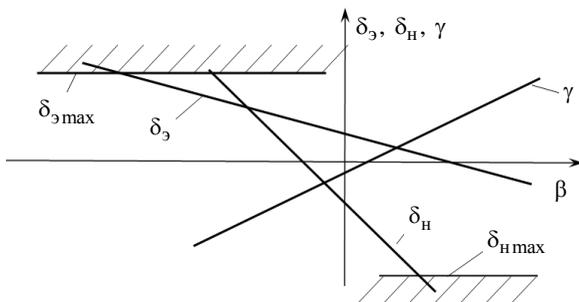


Рис. 3.35. Типичная балансировочная диаграмма (отказ правого двигателя)

в) Для получения минимального сопротивления выгодно лететь с $\beta \approx 0$ с креном в сторону работающего двигателя.

Контрольные вопросы к главе 3

1. Что такое продольная статическая устойчивость самолета по перегрузке?
2. Что является критерием продольной устойчивости по перегрузке?
3. Как должны располагаться относительно друг друга фокус самолета и ЦТ для обеспечения продольной устойчивости самолета по перегрузке?
4. Какие проблемы с продольной устойчивостью по перегрузке возникают при сверхзвуковых скоростях?
5. Что такое продольная статическая устойчивость самолета по скорости?
6. Что такое продольная балансировка самолета?
7. В чем суть правила продольного «V»?
8. Какие потери возникают при продольной балансировке статически устойчивого самолета?
9. Для чего и на каких режимах некоторые самолеты делают статически неустойчивыми?
10. В чем суть явлений «затягивание в пикирование» и сверхзвуковой «подхват»?
11. Назовите основные показатели продольной статической управляемости.
12. Чем определяется диапазон допустимых центровок самолета?

13. Что такое боковая, поперечная, флюгерная статическая устойчивость самолета?

14. Какие проблемы возникают с обеспечением требуемой степени поперечной устойчивости? Каковы пути их решения?

15. Какие проблемы возникают с обеспечением требуемой степени флюгерной устойчивости? Каковы пути их решения?

16. Почему плоха большая степень поперечной устойчивости?

17. Какие проблемы возникают с обеспечением флюгерной устойчивости на больших углах атаки, при сверхзвуковых скоростях?

18. Что такое боковая балансировка самолета?

19. Какие способы балансировки применяют при посадке с боковым ветром?

20. Какие способы балансировки применяют при отказе бокового двигателя?

ГЛАВА 4

ДИНАМИКА ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА

4.1. УРАВНЕНИЯ ПРОДОЛЬНОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ. ЛИНЕАРИЗАЦИЯ УРАВНЕНИЙ

Исходная система уравнений движения самолета в вертикальной плоскости без крена и скольжения записывается следующим образом:

$$\left. \begin{aligned}
 m \frac{dV}{dt} &= F_{xa}, \\
 mV \frac{d\theta}{dt} &= F_{ya}, \\
 J_z \frac{d\omega_z}{dt} + (J_y - J_z)\omega_x\omega_y &= M_z, \\
 \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_z, \\
 \alpha + \theta &= \vartheta, \\
 \frac{dx}{dt} &= V \cos \theta, \\
 \frac{dy}{dt} &= V \sin \theta.
 \end{aligned} \right\} \quad (4.1)$$

Первое и второе уравнения системы – динамические уравнения движения центра масс в скоростной системе координат. Третье уравнение – динамическое уравнение движения относительно центра масс в связанной системе. Четвертое уравнение – кинематическое уравнение вращения относительно центра масс. Пятое уравнение – геометрическое соотношение между углами атаки, наклона траектории и тангажа. Шестое

и седьмое уравнения – кинематические уравнения движения центра масс относительно земли. Составляющие внешних сил F_{xa} и F_{ya} являются функциями ряда параметров ($V, \alpha, \theta, \delta_B, X_{\text{возм}}, H, \dots$).

Допустим, что высота H изменяется незначительно (т. е. $\rho \approx \text{const}$), тогда два последних уравнения системы можно решать независимо. Примем, что руль высоты фиксирован ($\delta_B = \text{const}$), возмущающих сил нет ($X_{\text{возм}} = 0, \dots$), тогда система (4.1) будет описывать свободное возмущенное движение самолета (после прекращения действия возмущений).

Пусть $V_0, \alpha_0, \theta_0, \vartheta_0, \dots$ – значение параметров в опорном движении самолета. Соответственно $\Delta V, \Delta\alpha, \Delta\theta, \Delta\vartheta, \dots$ – малые отклонения параметров от опорного движения.

Перепишем (4.1), выразив ω_z из четвертого уравнения):

$$\left. \begin{aligned} m \frac{d}{dt}(V_0 + \Delta V) &= F_{xa}(V_0 + \Delta V, \alpha_0 + \Delta\alpha, \theta_0 + \Delta\theta), \\ m(V_0 + \Delta V) \frac{d(\theta_0 + \Delta\theta)}{dt} &= F_{ya}(V_0 + \Delta V, \alpha_0 + \Delta\alpha, \theta_0 + \Delta\theta), \\ J_z \frac{d^2}{dt^2}(\vartheta_0 + \Delta\vartheta) &= M_z(V_0 + \Delta V, \alpha_0 + \Delta\alpha, \dot{\alpha}_0 + \Delta\dot{\alpha}, \dot{\vartheta}_0 + \Delta\dot{\vartheta}), \\ (\alpha_0 + \Delta\alpha) + (\theta_0 + \Delta\theta) - (\vartheta_0 + \Delta\vartheta) &= 0. \end{aligned} \right\} (4.2)$$

Разложим нелинейные правые части уравнений в ряд Тейлора в окрестности их значений в опорном движении ($V_0, \alpha_0, \theta_0, \vartheta_0, \dot{\alpha}_0, \dot{\vartheta}_0$) по степеням возмущений, отбросив члены второго и выше порядка малости:

$$\left. \begin{aligned} m \frac{d}{dt}(V_0 + \Delta V) &= F_{xa} + \frac{\partial F_{xa}}{\partial V} \Delta V + \frac{\partial F_{xa}}{\partial \alpha} \Delta\alpha + \frac{\partial F_{xa}}{\partial \theta} \Delta\theta, \\ m(V_0) \frac{d(\theta_0 + \Delta\theta)}{dt} &= F_{ya} + \frac{\partial F_{ya}}{\partial V} \Delta V + \frac{\partial F_{ya}}{\partial \alpha} \Delta\alpha + \frac{\partial F_{ya}}{\partial \theta} \Delta\theta, \\ J_z \frac{d^2}{dt^2}(\vartheta_0 + \Delta\vartheta) &= M_{z0} + \frac{\partial M_z}{\partial V} \Delta V + \frac{\partial M_z}{\partial \alpha} \Delta\alpha + \frac{\partial M_z}{\partial \dot{\alpha}} \Delta\dot{\alpha} + \frac{\partial M_z}{\partial \dot{\vartheta}} \Delta\dot{\vartheta}, \\ (\alpha_0 + \Delta\alpha) + (\theta_0 + \Delta\theta) - (\vartheta_0 + \Delta\vartheta) &= 0. \end{aligned} \right\} (4.3)$$

В опорном движении имеем

$$\left. \begin{aligned} m \frac{dV_0}{dt} &= F_{xa0}, \\ mV_0 \frac{d\theta_0}{dt} &= F_{ya0}, \\ J_z \frac{d^2\vartheta_0}{dt^2} &= M_{z0}, \\ \alpha_0 + \theta_0 - \vartheta_0 &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (4.4)$$

Вычитая (4.4) из (4.3), получаем систему линейных дифференциальных уравнений, описывающих продольное возмущенное движение самолета:

$$\left. \begin{aligned} m \frac{d\Delta V}{dt} &= \frac{\partial F_{xa}}{\partial V} \Delta V + \frac{\partial F_{xa}}{\partial \alpha} \Delta \alpha + \frac{\partial F_{xa}}{\partial \theta} \Delta \theta, \\ mV_0 \frac{d\Delta \theta}{dt} &= \frac{\partial F_{ya}}{\partial V} \Delta V + \frac{\partial F_{ya}}{\partial \alpha} \Delta \alpha + \frac{\partial F_{ya}}{\partial \theta} \Delta \theta, \\ J_z \frac{d^2\Delta \vartheta}{dt^2} &= \frac{\partial M_z}{\partial V} \Delta V + \frac{\partial M_z}{\partial \alpha} \Delta \alpha + \frac{\partial M_z}{\partial \dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + \frac{\partial M_z}{\partial \dot{\vartheta}} \dot{\vartheta}, \\ \Delta \alpha + \Delta \theta - \Delta \vartheta &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (4.5)$$

4.2. СВОБОДНОЕ ПРОДОЛЬНОЕ ВОЗМУЩЕННОЕ ДВИЖЕНИЕ САМОЛЕТА. АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ

Если за опорное движение принять установившийся полет, то коэффициенты системы будут постоянными величинами. Перепишем (4.5), предварительно разделив первое уравнение на m , второе – на mV_0 , и третье – на J_z :

$$\left. \begin{aligned} \Delta \dot{V} + a_{11}\Delta V + a_{12}\Delta \alpha + a_{13}\Delta \theta &= 0, \\ a_{21}\Delta V + a_{22}\Delta \alpha + a_{23}\Delta \theta + \Delta \dot{\theta} &= 0, \\ a_{31}\Delta V + a_{32}\Delta \alpha + a'_{32}\Delta \dot{\alpha} + a_{34}\Delta \dot{\vartheta} + \Delta \ddot{\vartheta} &= 0, \\ \Delta \alpha + \Delta \theta - \Delta \vartheta &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (4.6)$$

Получили систему линейных однородных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами. Система (4.6) описывает свободное продольное возмущенное движение самолета.

Коэффициенты a_{ij} в системе (4.6) представляют собой комбинации коэффициентов уравнения (4.5).

Например, $a_{11} = \frac{\partial}{\partial V} \left[-\frac{1}{m}(P - X_a - G \sin \theta) \right]$. Так как $X_a = c_{xa}(M) \frac{\rho V_0^2}{2} S$, то

$$a_{11} = \frac{1}{m} \left(2C_{xa} \frac{\rho V_0}{2} S + C_{xa}^M \frac{dM}{dV} \frac{\rho V_0^2}{2} S - P^V \right) = \left(2C_{xa} + C_{xa}^M - \frac{2P^V}{\rho V_0 S} \right) \frac{q_0 S}{V_0 m}.$$

Смысл члена a_{11} – интенсивность изменения F_{xa} по V .

Другой пример: $a_{34} = -\frac{1}{J_z} \frac{\partial M_z}{\partial \dot{\vartheta}} = -\frac{1}{J_z} \frac{\partial M_z}{\partial \omega_z}$ – интенсивность изменения M_z по ω_z – характеризует демпфирующий момент тангажа.

Общее решение системы (4.6) есть сумма частных решений. Частные решения ищутся в виде $\Delta V = Ae^{\lambda t}$; $\Delta \alpha = Be^{\lambda t}$; $\Delta \theta = Ce^{\lambda t}$; $\Delta \vartheta = De^{\lambda t}$.

Подставляя выражения для $\Delta V = Ae^{\lambda t}, \dots$ и их производных $\Delta \dot{V} = \lambda Ae^{\lambda t}, \dots$ в (4.6) и сокращая на общий множитель $e^{\lambda t} \neq 0$, получим

$$\left. \begin{aligned} (\lambda + a_{11})A + a_{12}B + a_{13}C &= 0, \\ a_{21}A + a_{22}B + (a_{23} + \lambda)C &= 0, \\ a_{31}A + (a_{32} + \lambda a'_{32})B + (a_{34}\lambda + \lambda^2)D &= 0, \\ B + C - D &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (4.7)$$

Запишем характеристическое уравнение системы (4.7):

$$\Delta(\lambda) = \begin{vmatrix} \lambda + a_{11} & a_{12} & a_{13} & 0 \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} + \lambda & 0 \\ a_{31} & a_{32} + \lambda a'_{32} & 0 & a_{34}\lambda + \lambda^2 \\ 0 & 1 & 1 & -1 \end{vmatrix} = 0.$$

При $\Delta \neq 0$ имеются только тривиальные решения $A=0, \dots, D=0$. Раскрыв определитель, можем привести уравнение к виду $\lambda^4 + a_1\lambda^3 + a_2\lambda^2 + a_3\lambda + a_4 = 0$. Характеристическое уравнение четвертой степени имеет 4 корня, значит, общее решение системы (4.7) будет представлять собой сумму четырех частных решений.

$$\left. \begin{aligned} \Delta V &= A_1 e^{\lambda_1 t} + A_2 e^{\lambda_2 t} + A_3 e^{\lambda_3 t} + A_4 e^{\lambda_4 t}, \\ \Delta \alpha &= B_1 e^{\lambda_1 t} + B_2 e^{\lambda_2 t} + B_3 e^{\lambda_3 t} + B_4 e^{\lambda_4 t}, \\ \Delta \theta &= C_1 e^{\lambda_1 t} + C_2 e^{\lambda_2 t} + C_3 e^{\lambda_3 t} + C_4 e^{\lambda_4 t}, \\ \Delta \vartheta &= D_1 e^{\lambda_1 t} + D_2 e^{\lambda_2 t} + D_3 e^{\lambda_3 t} + D_4 e^{\lambda_4 t}. \end{aligned} \right\}$$

Постоянные A_i, B_i, C_i, D_i находятся с использованием начальных условий: при $t = t_0 = 0$; $\Delta V = \Delta V_0$; $\Delta \alpha = \Delta \alpha_0, \dots$. Характер свободного возмущенного движения зависит от вида корней характеристического уравнения. Вещественные корни соответствуют аperiodическому движению, комплексно сопряженные – колебательному. Например, если $\lambda_{3,4} = \xi \pm i\eta$, $A_{3,4} = a \pm ib$, ..., тогда

$$\begin{aligned} \Delta V &= A_1 e^{\lambda_1 t} + A_2 e^{\lambda_2 t} + A e^{\xi t} \sin(\eta t + \gamma_1), \\ \Delta \alpha &= B_1 e^{\lambda_1 t} + B_2 e^{\lambda_2 t} + B e^{\xi t} \sin(\eta t + \gamma_2), \dots, \end{aligned}$$

где $A = 2\sqrt{a^2 + b^2}$, $\gamma_1 = \arctg(a/b)$ (γ_i – сдвиг фаз для i -й переменной), ..., $T = 2\pi / \eta$ – период колебаний, $A e^{\xi t}$ – амплитуда, η – круговая частота.

Для того чтобы с течением времени возмущения затухали ($\Delta V \rightarrow 0$, $\Delta \alpha \rightarrow 0$, ...), т. е. продольное возмущенное движение самолета было устойчиво, необходимо, чтобы вещественные части всех корней характеристического уравнения были отрицательные.

О знаках корней, не решая уравнения, можно судить по критериям Рауса–Гурвица. Так, если

$$\left. \begin{aligned} a_1 > 0, a_2 > 0, a_3 > 0, a_4 > 0, \\ R = a_1 a_2 a_3 - a_1^2 a_4 - a_3^2 > 0, \end{aligned} \right\} \quad (4.8)$$

то вещественные части всех корней характеристического уравнения будут меньше нуля. (Здесь R – дискриминант Рауса.)

Если за опорное движение принять горизонтальный полет, то продольное возмущенное движение статически устойчивого самолета будет состоять обычно из двух колебательных движений с периодами T_1 и T_2 , причем $T_1 \gg T_2$ (рис. 4.1). Соответственно выделяют *короткопериодическое* и *длиннопериодическое* продольное возмущенное движение.

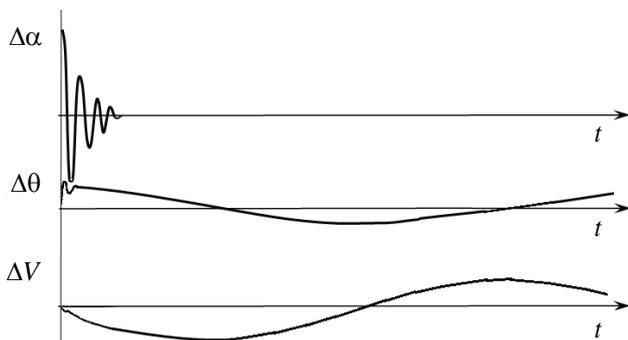


Рис. 4.1. Короткопериодическое и длиннопериодическое продольное возмущенное движение

В начале возмущенного движения (в короткопериодическом движении) изменяются углы α и ϑ , при этом устанавливается равновесие моментов, а $V \approx \text{const}$. После затухания короткопериодического движения (в длиннопериодическом движении) изменяются V , ϑ и θ , а $\alpha \approx \text{const}$. Устанавливается равновесие сил.

Период колебаний самолета в короткопериодическом движении – порядка секунды, в длиннопериодическом – порядка минуты. Поэтому с точки зрения безопасности полета особую важность представляет устойчивость короткопериодического продольного движения.

4.3. КОРОТКОПЕРИОДИЧЕСКОЕ ПРОДОЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ САМОЛЕТА

Рассмотрим поведение самолета в продольном короткопериодическом возмущенном движении при фиксированных органах управления и отсутствии постоянно действующих внешних возмущений. За опорное движение примем 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 первое уравнение системы (4.6), характеризующее изменение ΔV , выпадает, а в остальных надо считать $\Delta V = 0$.

При таких предположениях из уравнений (4.6) получим следующую систему однородных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами, описывающую собственное продольное короткопериодическое возмущенное движение самолета:

$$\left. \begin{aligned} a_{22}\Delta\alpha + \Delta\dot{\theta} &= 0, \\ a_{32}\Delta\alpha + a'_{32}\Delta\dot{\alpha} + a_{34}\Delta\dot{\vartheta} + \Delta\ddot{\vartheta} &= 0, \\ \Delta\alpha + \Delta\theta - \Delta\vartheta &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (4.9)$$

Исключив из второго уравнения переменную $\Delta\vartheta$ с помощью остальных уравнений, можно привести его к виду

$$\Delta\ddot{\alpha} + 2h_k\Delta\dot{\alpha} + \omega_k^2\Delta\alpha = 0. \quad (4.10)$$

Здесь $h_k = \xi/T$ – коэффициент демпфирования; $\omega_k = \frac{1}{T}$ – опорная частота, или частота недемпфированных колебаний; $T = \frac{1}{\sqrt{a_{32} - a_{22}a_{34}}}$ –

постоянная времени; $\xi = \frac{T(a'_{32} + a_{34} - a_{22})}{2}$ – относительный коэффициент демпфирования.

Уравнение (4.10) не зависит от первого и третьего уравнений системы (4.9), и его можно решать отдельно. После определения $\Delta\alpha(t)$ по остальным уравнениям можно найти $\Delta\theta(t)$, $\Delta\omega_z(t)$ и $\Delta\vartheta(t)$.

Однородное дифференциальное уравнение (4.10) имеет характеристическое уравнение второй степени

$$\lambda^2 + 2h_k\lambda + \omega_k^2 = 0, \quad (4.11)$$

корни которого

$$\lambda_{1,2} = -h_k \pm \sqrt{h_k^2 - \omega_k^2} \quad (4.12)$$

определяют характер собственного короткопериодического возмущенного движения самолета.

При $\omega_k^2 > h_k^2$ и $\omega_k^2 > 0$ корни уравнения (4.11) будут комплексно-сопряженными, а собственное короткопериодическое движение – колебательным:

$$\lambda_{1,2} = -h_k \pm i\sqrt{\omega_k^2 - h_k^2}. \quad (4.13)$$

При этом решение уравнения (4.10) имеет вид

$$\Delta\alpha = Ae^{-h_k t} \sin(v_k t + \psi), \quad (4.14)$$

где $v_k = \sqrt{\omega_k^2 - h_k^2}$ – круговая частота собственных колебаний (с учетом демпфирования); ψ – сдвиг фаз.

Постоянные A и ψ определяются по заданным начальным условиям $\Delta\alpha = \Delta\alpha_0$ и $\Delta\dot{\alpha} = \Delta\dot{\alpha}_0$ при $t = t_0 = 0$.

Возмущения $\Delta\alpha$ в свободном короткопериодическом возмущенном движении будут затухать: при $h_k > 0$ – в случае колебательного движения; при $\lambda_1 < 0$, $\lambda_2 < 0$ – в случае аperiodического. Эти условия удовлетворяются при $h_k > 0$; $\omega_k^2 > 0$.

Условия $h_k > 0$ (положительное демпфирование) выполняются обычно у всех самолетов (кроме режимов полета на закритических углах атаки, авторотации и т. п.). Условие $\omega_k^2 > 0$ эквивалентно условию

$$\sigma_{\Pi} = m_z^{C_y} + \frac{m_z \bar{\omega}_z}{\mu} < 0, \quad (4.15)$$

которое выполняется у современных самолетов при наличии продольной статической устойчивости самолета по перегрузке. Вспомним, что σ_{Π} – степень продольной статической устойчивости по перегрузке; $\bar{\omega}_z = \frac{b_{CAХ} \omega_z}{V}$ – безразмерная скорость тангажа; $\mu = \frac{2m}{\rho S b_{CAХ}}$ – относительная плотность самолета. Как правило, для современных самолетов характерны относительно малые значения $\frac{m_z \bar{\omega}_z}{\mu}$, поэтому самолет будет устойчив в короткопериодическом продольном движении при $m_z^{C_y} < 0$.

Таким образом, за устойчивость самолета в короткопериодическом продольном движении «отвечает» продольная статическая устойчивость по перегрузке. Отметим, что за устойчивость длиннопериодического движения «отвечает» продольная статическая устойчивость по скорости.

4.4. СВОБОДНОЕ БОКОВОЕ ВОЗМУЩЕННОЕ ДВИЖЕНИЕ САМОЛЕТА

В боковом возмущенном движении, как и в продольном, реализуются три степени свободы. Однако в отличие от продольного здесь две степени свободы связаны с вращением самолета относительно центра масс – движениями крена и рыскания, а одна – с поступательным движением самого центра масс в направлении, перпендикулярном плоскости симметрии. Таким образом, боковое возмущенное движение будет описываться, как и продольное, тоже тремя уравнениями динамики, но два из них будут уравнениями проекций моментов относительно осей Ox и Oy , а одно – уравнением проекций сил относительно оси Oz .

Если оси связанной системы координат не являются главными, центробежный момент инерции самолета J_{xy} отличен от нуля. Два других центробежных момента инерции J_{xz} , и J_{yz} можно считать равными нулю, так как массы самолета разнесены практически симметрично относительно плоскости Oxy .

Записав уравнение сил в связанной системе осей координат, получим систему уравнений динамики для бокового движения самолета:

$$\left. \begin{aligned} m(\dot{V}_z - V_x\omega_y + V_y\omega_x) &= F_z, \\ J_x\dot{\omega}_x - (J_y - J_z)\omega_y\omega_z - J_{xy}(\dot{\omega}_y - \omega_x\omega_z) &= M_x, \\ J_y\dot{\omega}_y - (J_z - J_x)\omega_x\omega_z - J_{xy}(\dot{\omega}_x + \omega_y\omega_z) &= M_y. \end{aligned} \right\} \quad (4.16).$$

Здесь F_z – проекция на ось Oz равнодействующей аэродинамических и гравитационных сил; M_x и M_y – результирующие моменты крена и рыскания от аэродинамических сил относительно связанных осей (считаем, что в нормальных условиях полета моменты от силовой установки равны нулю); V_x , V_y , V_z – проекции вектора скорости центра масс на связанные оси; ω_x , ω_y , ω_z – проекции вектора угловой скорости вращения самолета вокруг центра масс на те же оси. В силу сделанных допущений о том, что в исходном режиме $\omega_{0x} = \omega_{0y} = \omega_{0z} = 0$, нелинейные члены в левых частях уравнений моментов можно исключить. Проекция скорости центра масс в уравнении равновесия сил выразим через углы α и β :

$$V_x = V_0 \cos\beta \cos\alpha_0; \quad V_y = -V_0 \cos\beta \sin\alpha_0; \quad V_z = V_0 \sin\beta.$$

Таким образом, уравнения (4.16) можно представить в следующем виде (при $\beta_0 = 0$):

$$\left. \begin{aligned} mV_0(\dot{\beta} - \cos\alpha_0\omega_y - \sin\alpha_0\omega_x) &= F_z, \\ J_y\dot{\omega}_y - J_{xy}\dot{\omega}_x &= M_y, \\ J_x\dot{\omega}_x - J_{xy}\dot{\omega}_y &= M_x. \end{aligned} \right\} \quad (4.17)$$

Поскольку в боковом движении V_0 , α_0 , ϑ_0 и другие параметры опорного движения неизменны, индекс «0» для простоты опускаем.

Решив первое уравнение системы (4.17) относительно $\dot{\beta}$, а два последних – относительно $\dot{\omega}_x$ и $\dot{\omega}_y$, получим

$$\left. \begin{aligned} \dot{\beta} &= \bar{F}_z + \cos \alpha \omega_y + \sin \alpha \omega_x, \\ \dot{\omega}_y &= \tilde{M}_y, \\ \dot{\omega}_x &= \tilde{M}_x. \end{aligned} \right\} \quad (4.18)$$

Через \bar{F}_z обозначено отношение поперечной силы F_z к произведению массы на скорость. Условно назовем это отношение приведенной поперечной силой. Она складывается из проекций аэродинамической и гравитационной сил на ось Oz :

$$\bar{F}_z = \frac{Z}{mV} + \frac{mg}{mV} \cos \vartheta \sin \gamma \approx \bar{Z} + \frac{g}{V} \cos \vartheta \gamma = \frac{g}{V} n_z + \frac{g}{V} \cos \vartheta \gamma. \quad (4.19)$$

Здесь Z – поперечная аэродинамическая сила; $n_z = \frac{Z}{mg}$ – поперечная перегрузка. Величины \tilde{M}_x и \tilde{M}_y можно назвать приведенными моментами рыскания и крена. Если оси Ox и Oy – главные, то $J_{xy} = 0$ и тогда

$$\tilde{M}_y = \frac{M_y}{J_y}; \quad \tilde{M}_x = \frac{M_x}{J_x}.$$

Поперечная перегрузка и моменты аэродинамических сил при малых возмущениях параметров бокового движения или малых отклонениях рулей являются линейными функциями этих параметров и углов отклонения органов управления боковым движением. Осевые и центробежный моменты инерции в интервале времени, в течение которого протекает возмущенное движение, можно считать постоянными. При исследовании боковой устойчивости полагают, что углы отклонения руля направления и элеронов равны нулю ($\delta_n = \delta_\vartheta = 0$). Таким образом, уравнения динамики (4.18) преобразуются в систему трех линей-

ных однородных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами и четырьмя неизвестными: β , ω_x , ω_y , γ . Добавив к ним кинематическое уравнение, связывающее производную угла крена с угловыми скоростями крена и рыскания, получим замкнутую систему линейных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами, описывающую боковое возмущенное движение:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\beta} &= \bar{Z}^{\beta} \beta + \cos \alpha \omega_y + \sin \alpha \omega_x + \frac{g}{V} \cos \vartheta \gamma, \\ \dot{\omega}_y &= \tilde{M}_y^{\beta} \beta + \tilde{M}_y^{\omega_y} \omega_y + \tilde{M}_y^{\omega_x} \omega_x, \\ \dot{\omega}_x &= \tilde{M}_x^{\beta} \beta + \tilde{M}_x^{\omega_y} \omega_y + \tilde{M}_x^{\omega_x} \omega_x, \\ \dot{\gamma} &= \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta \omega_y. \end{aligned} \right\} \quad (4.20)$$

4.5. УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА В БОКОВОМ ДВИЖЕНИИ

Методика поиска решений системы (4.20) и исследования устойчивости бокового возмущенного движения такая же, как и для продольного движения (см. раздел 4.2).

Анализ возможных решений системы (4.20) показывает, что обычно возмущенное боковое движение самолета состоит из трех накладывающихся друг на друга движений:

- 1) быстрого апериодического движения крена (доли секунды);
- 2) колебательного движения (рыскания с накрением) с периодом примерно несколько секунд;
- 3) спирального апериодического движения (с периодом порядка десятков секунд).

При полете самолета на докритических углах атаки все вращательные производные, кроме $m_y^{\omega_x}$, имеют отрицательный знак. Производная $m_y^{\omega_x}$ может быть как отрицательной, так и положительной, но по модулю она невелика в сравнении с другими производными.

Это ведет к тому, что коэффициенты a_1 , a_2 , a_3 (при использовании критерия Рауса–Гурвица (4.8)) на упомянутых выше режимах обычно положительны, если самолет поперечно и флюгерно стати-

чески устойчив ($m_x^{\beta} < 0$, $m_y^{\beta} < 0$). Что касается коэффициента a_0 , то он может быть в этих условиях и положительным, и отрицательным. Таким образом, устойчивость самолета в боковом движении будет определяться, по существу, двумя условиями: $a_0 > 0$ и $R > 0$. Первое неравенство является условием спиральной устойчивости самолета, т. е. того, что малый корень имеет отрицательный знак. Неравенство $R > 0$ является условием устойчивости колебательного движения.

Несмотря на простоту условий устойчивости, ее исследование – непростая задача, так как коэффициенты характеристического уравнения являются довольно сложными функциями конструктивных параметров, аэродинамических характеристик и режима полета самолета. Чтобы сделать анализ боковой устойчивости более наглядным, несколько преобразуем уравнения бокового возмущенного движения – приведем их к безразмерному виду. Для этого все размерные величины выразим через соответствующие безразмерные. Кроме того, будем считать, что за связанные оси приняты главные оси инерции, и поэтому выражения статических и вращательных производных от моментов крена и рыскания значительно упрощаются. Перейдем от действительного натурального времени t к безразмерному времени \bar{t} , связанному с действительным размерным временем через масштаб времени $\tau = m / \rho S V$. Полагая, что $t = \bar{t} \tau$, заменим в дифференциальных уравнениях dt на $d\bar{t} \tau$. Силу Z и моменты M_x , M_y выразим через безразмерные коэффициенты C_z , m_x , m_y ; угловые скорости ω_x , ω_y – через безразмерные угловые скорости $\bar{\omega}_x$, $\bar{\omega}_y$:

$$\omega_x = \bar{\omega}_x \frac{2V}{l}; \quad \omega_y = \bar{\omega}_y \frac{2V}{l};$$

моменты инерции – через безразмерные радиусы инерции \bar{r}_x и \bar{r}_y :

$$J_x = \bar{r}_x^2 m \left(\frac{l}{2} \right)^2; \quad J_y = \bar{r}_y^2 m \left(\frac{l}{2} \right)^2.$$

Сократив в полученных уравнениях общие множители и обозначив

$$\frac{m_x}{\bar{r}_x^2} = \bar{m}_x; \quad \frac{m_y}{\bar{r}_y^2} = \bar{m}_y,$$

получим вместо (4.20) систему четырех дифференциальных уравнений в безразмерной форме. При фиксированных органах управления эта система имеет следующий вид:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\beta} &= \frac{C_z^\beta}{2} \beta + \mu_6 \cos \alpha \bar{\omega}_y + \mu_6 \sin \alpha \bar{\omega}_x + \frac{C_{ya}}{2} \cos \vartheta \gamma, \\ \dot{\bar{\omega}}_y &= \bar{m}_y^\beta \beta + \bar{m}_y^{\bar{\omega}_y} \bar{\omega}_y + \bar{m}_y^{\bar{\omega}_x} \bar{\omega}_x, \\ \dot{\bar{\omega}}_x &= \bar{m}_x^\beta \beta + \bar{m}_x^{\bar{\omega}_y} \bar{\omega}_y + \bar{m}_x^{\bar{\omega}_x} \bar{\omega}_x, \\ \dot{\gamma} &= \mu_6 (\bar{\omega}_x - \operatorname{tg} \vartheta \bar{\omega}_y). \end{aligned} \right\}$$

Здесь $\mu_6 = \frac{2m}{\rho S l}$ – безразмерная величина, называемая относительной плотностью самолета в боковом движении.

Характеристическое уравнение этой системы будет иметь тот же вид, что и для исходной системы уравнений (4.20):

$$\lambda^4 + a_3 \lambda^3 + a_2 \lambda^2 + a_1 \lambda + a_0 = 0, \quad (4.21)$$

Коэффициенты этого уравнения будут выражаться в виде:

$$a_3 = -\frac{C_z^\beta}{2} - \bar{m}_x^{\bar{\omega}_x} - \bar{m}_y^{\bar{\omega}_y};$$

$$a_2 = \bar{m}_x^{\bar{\omega}_x} \bar{m}_y^{\bar{\omega}_y} + \frac{C_z}{2} (\bar{m}_x^{\bar{\omega}_x} + \bar{m}_y^{\bar{\omega}_y}) - \bar{m}_x^{\bar{\omega}_y} \bar{m}_y^{\bar{\omega}_x} - \mu_6 \cos \alpha \bar{m}_y^\beta - \mu_6 \sin \alpha \bar{m}_x^\beta;$$

$$\begin{aligned} a_1 &= \frac{C_z^\beta}{2} (\bar{m}_x^{\bar{\omega}_y} \bar{m}_y^{\bar{\omega}_x} - \bar{m}_x^{\bar{\omega}_x} \bar{m}_y^{\bar{\omega}_y}) + \mu_6 \bar{m}_y^\beta (\cos \alpha \bar{m}_x^{\bar{\omega}_x} - \sin \alpha \bar{m}_y^{\bar{\omega}_y}) + \\ &+ \mu_6 \bar{m}_x^\beta (\sin \alpha \bar{m}_y^{\bar{\omega}_y} - \cos \alpha \bar{m}_y^{\bar{\omega}_x}); \end{aligned}$$

$$a_0 = \mu_6 \cos \vartheta \frac{C_{ya}}{2} \left[\bar{m}_x^\beta \left(\bar{m}_y^{\bar{\omega}_y} + \operatorname{tg} \vartheta \bar{m}_y^{\bar{\omega}_x} \right) - \bar{m}_y^\beta \left(\bar{m}_x^{\bar{\omega}_y} + \operatorname{tg} \vartheta \bar{m}_x^{\bar{\omega}_x} \right) \right].$$

Так как за исходный режим принят горизонтальный прямолинейный установившийся полет, то $\alpha = \vartheta = \alpha_{ГП}$.

Поскольку безразмерные коэффициенты не содержат скорости полета, можно сделать вывод о том, что боковое возмущенное движение самолета по своему характеру не зависит от скорости полета. С изменением скорости меняется лишь масштаб времени, следовательно, переходные процессы будут с уменьшением скорости как бы растягиваться, а с увеличением – сжиматься. На устойчивость самолета скорость влияет посредством C_y и числа M (сжимаемости).

Особый интерес представляет влияние статической устойчивости – поперечной и флюгерной – на устойчивость бокового движения. Это связано с тем, что степень статической устойчивости конструктор может изменять сравнительно легко в широких пределах, меняя такие конструктивные параметры самолета, как угол поперечного «V» крыла, площадь и плечо вертикального оперения.

Построим границы спиральной и колебательной устойчивости бокового движения на плоскости параметров « $\bar{m}_x^\beta - \bar{m}_y^\beta$ », считая заданными все величины, входящие в выражения коэффициентов характеристического уравнения (4.21), кроме \bar{m}_x^β и \bar{m}_y^β . Из выражения для коэффициента a_0 видно, что граница спиральной устойчивости $a_0 = 0$ на плоскости параметров « $\bar{m}_x^\beta - \bar{m}_y^\beta$ » будет представлять собой прямую линию, проходящую через начало координат (рис. 4.2).

Граница колебательной устойчивости представляет собой гиперболу, которая в интересующем нас квадранте при $\bar{m}_x^\beta < 0$, $\bar{m}_y^\beta < 0$ идет очень полого. Ее нетрудно построить, но проанализировать на основе точных уравнений аналитически невозможно. Поэтому упростим уравнения бокового возмущенного движения (4.21), исключив из первого уравнения гравитационную силу $\frac{C_{ya}}{2} \cos \vartheta \gamma$, так как она обычно слабо влияет на колебательное движение. Тогда можно исключить и последнее кинематическое уравнение. Получим систему трех диффе-

ренциальных уравнений с тремя неизвестными $(\beta, \bar{\omega}_x, \bar{\omega}_y)$. Характеристическое уравнение этой системы имеет вид

$$\lambda^3 + b_2\lambda^2 + b_1\lambda + b_0 = 0. \tag{4.22}$$

Можно показать, что $b_2 = a_3$; $b_1 = a_2$; $b_0 = a_1$.

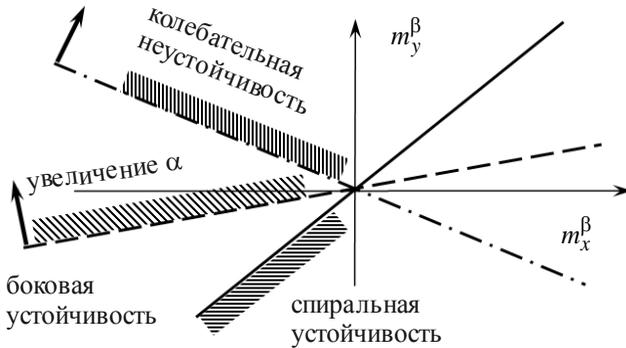


Рис. 4.2. Границы боковой устойчивости:

- — граница аperiodической устойчивости;
- $m_y^{\omega_x} > 0$ } — границы колебательной устойчивости
- · - · - $m_y^{\omega_x} < 0$ }

Условием колебательной устойчивости линейной системы третьего порядка будет неравенство $b_2b_1 > b_0$ (произведение средних коэффициентов должно быть больше произведения крайних коэффициентов) или $b_2b_1 - b_0 > 0$.

Граница колебательной устойчивости определяется уравнением

$$R_1 = b_2b_1 - b_0 = 0.$$

На плоскости $\bar{m}_x^\beta, \bar{m}_y^\beta$ это будет прямая линия, проходящая вблизи начала координат. Так как нас интересует главным образом наклон этой граничной линии, в выражении для дискриминанта Рауса можно отбросить свободный член.

Тогда уравнение границы колебательной устойчивости на плоскости $\bar{m}_x^\beta, \bar{m}_y^\beta$ будет иметь вид

$$\bar{m}_y^\beta = - \frac{\left(\bar{m}_x^{\bar{\omega}_x} + \frac{C_z^\beta}{2} \right) \operatorname{tg} \alpha_{\Gamma\Pi} + \bar{m}_y^{\bar{\omega}_x}}{\left(\bar{m}_y^{\bar{\omega}_y} + \bar{m}_x^{\bar{\omega}_y} \operatorname{tg} \alpha_{\Gamma\Pi} + \frac{C_z^\beta}{2} \right)} \bar{m}_x^\beta. \quad (4.23)$$

На докритических углах атаки производные $\bar{m}_x^{\bar{\omega}_x}, \bar{m}_y^{\bar{\omega}_y}, \bar{m}_x^{\bar{\omega}_y}, C_z^\beta$ всегда отрицательны, $\bar{m}_y^{\bar{\omega}_x}$ может быть как положительной, так и отрицательной.

При $\bar{m}_y^{\bar{\omega}_x} < 0$ граница колебательной устойчивости будет проходить во втором и четвертом квадранте (см. рис. 4.2). Ее характер при $\bar{m}_y^{\bar{\omega}_x} > 0$ зависит от угла атаки. При достаточно больших углах атаки она проходит через второй и четвертый, а при малых – первый и третий квадранты.

Границы спиральной и колебательной устойчивости, приведенные на рис. 4.2, позволяют сделать следующие выводы о влиянии статической устойчивости на боковую устойчивость самолета. При увеличении путевой статической устойчивости самолет приближается к границе спиральной устойчивости и может стать спирально неустойчивым. Степень путевой статической устойчивости, при которой произойдет потеря спиральной устойчивости, тем больше, чем больше поперечная статическая устойчивость самолета.

Если увеличивается поперечная статическая устойчивость при $\bar{m}_y^\beta = \text{const}$, то самолет удаляется от границы спиральной устойчивости, но при этом ухудшается затухание его колебательного движения. В некоторых случаях возможна потеря колебательной устойчивости.

Такой характер влияния статической устойчивости на боковое движение можно объяснить следующим образом. Пусть самолет получил начальное возмущение – положительный угол крена, накренился на правое полукрыло. В соответствии с первым уравнением системы (4.21) следствием этого будет возникновение положительного угла

скольжения и пропорциональных ему моментов M_x^{β} и M_y^{β} . Если самолет обладает статической устойчивостью в боковом движении, эти моменты будут отрицательными. Под действием моментов M_x^{β} и M_y^{β} самолет начнет поворачиваться относительно продольной оси Ox , уменьшая крен, и относительно нормальной оси Oy уменьшая угол скольжения. Если велика путевая статическая устойчивость, самолет будет двигаться практически без скольжения, момент крена M_x^{β} будет близок к нулю, начальный угол крена сохранится и вызовет движение самолета по спирали. Если, наоборот, путевая устойчивость мала по сравнению с поперечной, то угол скольжения будет уменьшаться медленно, а угол крена – быстро. В момент, когда крен станет нулевым, положительное скольжение еще останется, следовательно, самолет будет продолжать вращаться относительно продольной оси, увеличивая крен на левое полукрыло. Отрицательный угол крена приведет к скольжению на левое полукрыло, появится положительный момент крена M_x^{β} и самолет начнет крениться в обратную сторону. Будет иметь место движение самолета типа «голландского шага», сопровождающееся колебательным движением самолета с одного полукрыла на другое вокруг продольной оси и разворотами вокруг нормальной оси. Траектория движения будет иметь форму змейки.

Таким образом, требования к характеристикам статической устойчивости с позиций спиральной и колебательной устойчивости противоречивы. При увеличении спиральной устойчивости ухудшаются характеристики колебательного движения.

Поскольку спиральное движение протекает вяло, так как определяется малым корнем, оно слабо ощущается летчиком, даже в случае некоторой спиральной неустойчивости. Колебания самолета по крену и рысканию со значительной частотой, напротив, очень затрудняют пилотирование. Поэтому предпочтение отдается характеристикам колебательного движения. Оно не только должно быть безусловно затухающим, но и должно обладать определенными количественными характеристиками. Помимо колебательной устойчивости регламентируется качество колебательной составляющей переходного процесса в боковом возмущенном движении.

Так, в Нормах летной годности гражданских самолетов сказано, что затухание боковых колебаний до 5 % начальной амплитуды должно происходить не более чем за 12 с на взлетно-посадочных режимах и не более чем за 20 с на крейсерских режимах полета. Что касается спирального движения, то Нормами допускается и его неустойчивость, но при этом время увеличения угла крена вдвое должно быть не менее 20 с.

Важное значение в оценке боковой устойчивости самолета имеет амплитуда колебаний угловой скорости крена, а следовательно, и угла крена, отношение максимальных амплитуд угловых скоростей крена и рыскания $|\omega_x|_{\max} / |\omega_y|_{\max} = \chi$ в свободном возмущенном движении самолета. Так как главную роль в колебаниях ω_x и ω_y играют моменты от скольжения, в первом приближении показатель χ можно определить через отношение угловых ускорений от этих моментов:

$$\chi \approx \frac{m_x^\beta J_y}{m_y^\beta J_x}. \quad (4.24)$$

У современных самолетов из-за стреловидности крыльев сильно возросла поперечная статическая устойчивость m_x^β (особенно на больших углах атаки). С другой стороны, при $M > 1$ происходит уменьшение флюгерной устойчивости m_y^β . Отношение моментов инерции J_y / J_x увеличилось до 10 и более (вместо 3...4 у самолетов прошлого). В результате этого показатель χ современных самолетов значительно возрос ($\chi \approx 1...3$).

Эта неблагоприятная тенденция в изменении динамики бокового движения современных самолетов компенсируется увеличением демпфирования боковых колебаний с помощью автоматики. Несмотря на большие величины отношения угловых скоростей крена и рыскания, переходные процессы при большом демпфировании не воспринимаются летчиком как неудовлетворительные из-за небольших абсолютных значений угловых скоростей.

Контрольные вопросы к главе 4

1. Какие допущения используются при линеаризации уравнений продольного возмущенного движения самолета?
2. Какой вид обычно имеют корни характеристического уравнения для свободного возмущенного движения самолета?
3. Вещественные или комплексные части всех корней характеристического уравнения должны быть отрицательными для того, чтобы с течением времени возмущения затухали?
4. Из каких движений обычно состоит продольное возмущенное движение статически устойчивого самолета?
5. Что является основанием для выделения короткопериодического и длиннопериодического продольных возмущенных движений?
6. Какое продольное возмущенное движение представляет особую важность с точки зрения безопасности полета?
7. За устойчивость самолета в короткопериодическом продольном движении «отвечает» продольная статическая устойчивость по перегрузке или по скорости?
8. Из каких составляющих состоит обычно возмущенное боковое движение самолета?
9. Как обеспечить колебательную устойчивость самолета в боковом движении?
10. Допускается ли спиральная неустойчивость самолета в боковом движении?
11. Какие неблагоприятные тенденции наблюдаются в динамике бокового движения современных самолетов?
12. Каковы пути улучшения динамики бокового движения современных самолетов?

ГЛАВА 5

ОСОБЕННОСТИ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА СОВРЕМЕННЫХ САМОЛЕТОВ

5.1. ВЛИЯНИЕ УПРУГОСТИ НА УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

В первом приближении моменты тангажа, крена и рыскания определяются в предположении, что самолет является абсолютно жестким телом. Реальный самолет является упругим телом. Поэтому в полете под действием аэродинамических и массовых сил элементы конструкции самолета деформируются. Самолет меняет свою исходную геометрическую форму, что приводит к изменению аэродинамических нагрузок на поверхности самолета. В свою очередь дополнительная нагрузка, обусловленная деформацией, приводит к изменению самих деформаций. Если процесс изменения деформации и нагрузки устанавливается, то самолет приобретает определенную геометрическую форму и действующая на него аэродинамическая нагрузка стабилизируется. Если же деформации будут возрастать (явление дивергенции), то аэродинамическая нагрузка будет увеличиваться, что может стать причиной потери устойчивости конструкции и ее разрушения.

Изменение аэродинамической нагрузки в результате деформации конструкции приводит к изменению действующих на самолет аэродинамических сил и моментов и характеристик его устойчивости и управляемости.

Упругие деформации и обусловленный ими эффект существенно возрастают с увеличением скоростного напора и размеров самолетов.

В возмущенном движении изменение аэродинамической нагрузки происходит довольно быстро, возбуждаются упругие колебания конструкции. Самолет подвергается воздействию аэродинамических, упругих и инерционных сил. Влияние упругих деформаций на харак-

теристики возмущенного движения может оказаться значительным. В этом случае надо учитывать зависимость деформации от времени. Деформации должны определяться из дифференциальных уравнений, отражающих условия работы упругой конструкции самолета.

В опорном движении на установившихся и квазиустановившихся режимах полета нагрузки, действующие на самолет, изменяются медленно, упругие крутильные и изгибные колебания конструкции не возникают. В этом случае влиянием инерционных сил можно пренебречь и рассматривать только статические упругие деформации и использовать так называемую «квазистатическую» модель упругих деформаций самолета.

На устойчивость и управляемость самолета влияют многие виды упругих деформаций: кручение и изгиб крыла и оперения, изгиб фюзеляжа, деформации проводки управления, деформации аэродинамического триммера (при обратимой системе управления).

Например, если центр жесткости расположен за фокусом, то кручение вызывает увеличение угла атаки упругого крыла. При $M > 1$ фокус, перемещаясь назад, может оказаться за центром жесткости и тогда деформация кручения вызовет уменьшение угла атаки. Деформации изгиба крыла прямой стреловидности при всех числах M уменьшают углы атаки. Аэродинамическая нагрузка на крыло уменьшается и, следовательно, явление дивергенции может возникнуть при больших значениях скоростных напоров, чем при чистом кручении. Для крыльев обратной стреловидности – наоборот: деформации изгиба увеличивают углы атаки, и возникает проблема дивергенции при малых скоростных напорах. На сверхзвуковых скоростях полета, когда линия фокусов крыла перемещается за ось жесткости, явление дивергенции крыла обычно не возникает.

Приращение углов атаки сечений крыла приводит к изменению скоса потока и угла атаки горизонтального оперения, что сказывается на величине момента тангажа оперения.

Упругое горизонтальное оперение, как и крыло, под действием внешних сил изгибается и закручивается. Направление закручивания оперения также зависит от взаимного расположения его линии фокусов и оси жесткости.

Упругость конструкции существенно влияет на эффективность органов управления.

Пусть, например, руль высоты отклоняется вниз для получения положительного прироста подъемной силы на оперении и создания

пикирующего момента тангажа самолета нормальной схемы. У упругого фюзеляжа его задняя кромка поднимется вверх и уменьшит угол атаки горизонтального оперения. Это вызовет на оперении прирост подъемной силы, направленной вниз, который будет создавать кабрирующий момент. Эффект от отклонения руля высоты вниз из-за изгиба фюзеляжа уменьшится. При отклонении руля высоты вниз центр давления аэродинамических сил на оперении переместится к задней кромке и может оказаться за центром жесткости. Деформации кручения оперения уменьшат его угол атаки, а у стреловидного – и деформации изгиба. Эффект от отклонения руля уменьшится.

Таким образом, эффективность руля высоты упругого самолета нормальной схемы уменьшается от изгиба фюзеляжа и деформаций оперения, причем тем сильнее, чем больше скоростной напор. При некотором значении скоростного напора наступит равенство прироста подъемной силы оперения от отклонения руля и уменьшения ее вследствие упругих деформаций. Руль высоты полностью теряет эффективность. При отклонении руля управляющий момент не создается.

Скоростной напор $q_{кр.рев}$, при котором руль полностью теряет эффективность, называется **критическим скоростным напором реверса руля**. При $q > q_{кр.рев}$ будет иметь место реверс руля, при котором эффект от отклонения руля будет обратным ожидаемому. Для борьбы с реверсом надо увеличивать жесткость оперения.

Деформации конструкции влияют на характеристики демпфирования самолета. У самолетов с упругими фюзеляжем и стреловидным оперением демпфирование продольного движения уменьшается по сравнению с жестким самолетом ($\Delta m_{z_{упр}}^{\bar{\omega}_z} > 0$).

Изменение углов атаки, эффективности руля высоты и демпфирования из-за деформации конструкции самолета обусловит прирост коэффициента момента тангажа самолета на величину $\Delta m_{z_{упр}}^{\bar{\omega}_z}$. Это приведет к изменению характеристик продольной устойчивости и управляемости самолета.

Анализ показывает, что у самолета нормальной схемы деформации крыла увеличивают продольную статическую устойчивость на тех режимах полета, когда линия фокусов лежит за осью жесткости (в частности при $M > 1$) или когда изменение углов атаки от изгиба больше, чем от кручения (большая стреловидность крыла). Дефор-

мации оперения увеличивают продольную статическую устойчивость самолета нормальной схемы в том случае, когда деформации кручения превалируют над деформациями изгиба, причем линия фокусов будет находиться впереди оси жесткости горизонтального оперения. Изгиб фюзеляжа приводит к уменьшению статической устойчивости.

При отклонении элеронов упругие деформации крыла снижают эффективность элеронов, что существенно сказывается на поперечной управляемости. Причина падения эффективности элеронов та же, что и у руля высоты.

При положительной стреловидности момент крена, создаваемый отклонением элеронов на упругом крыле, меньше момента крена, при тех же углах отклонения элеронов на жестком крыле, следовательно,

$$m_{x\text{упр}}^{\delta_\varepsilon} / m_{x\text{жест}}^{\delta_\varepsilon} < 1.$$

Эффективность элеронов на упругом крыле уменьшается тем сильнее, чем больше скоростной напор q . При достижении *критического скоростного напора реверса элеронов* $q = q_{\text{кр.рев.}\varepsilon}$ элероны полностью теряют эффективность, а при $q > q_{\text{кр.рев.}\varepsilon}$ наступает реверс элеронов. В этом случае, например при отклонении левого элерона вниз, а правого вверх, возникает левый крен вместо ожидаемого правого.

Явление реверса опасно для скоростных самолетов с крыльями большой стреловидности, у которых потеря эффективности элеронов усиливается изгибом крыла. При полете с большими сверхзвуковыми скоростями аэродинамический нагрев конструкции уменьшает ее жесткость, что снижает величину $q_{\text{кр.рев.}\varepsilon}$ и увеличивает опасность реверса.

Для повышения эффективности элеронов и исключения возможности появления реверса надо увеличивать жесткость крыла на изгиб и кручение, применять интерцепторы и другие аэродинамические средства, смещать элероны ближе к корневой части крыла.

В полете также возникают деформации в деталях механизмов и проводке управления, которые вызывают запаздывание в системе управления и вносят ограничения в ее работу.

5.2. ПРОСТРАНСТВЕННОЕ ВОЗМУЩЕННОЕ ДВИЖЕНИЕ. ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ПРОДОЛЬНОГО И БОКОВОГО ДВИЖЕНИЙ

В общем случае движение самолета является пространственным, поскольку одновременно происходит изменение параметров, определяющих как продольное движение (углов атаки и угла, угловой скорости тангажа), так и боковое движение (углов скольжения и крена, угловых скоростей крена и рыскания). В тех случаях, когда амплитуды изменения параметров движения самолета малы, уравнения продольного и бокового движений исследуются раздельно. При больших изменениях параметров движения разделение уравнений начинает приводить к недопустимо большим ошибкам, поэтому необходимо рассмотреть полную систему уравнений пространственного движения.

К задачам динамики полета, в которых существенным является рассмотрение полных уравнений движения, можно, в частности, отнести исследование динамики самолетов при выполнении ряда маневров с вращением относительно продольной оси, широко используемых в летной практике. К таким маневрам можно отнести вход/выход из виража, боевой разворот, перевороты через крыло в горизонтальном полете и входе в пикирование, быстрые и медленные «бочки», «штопор» и, конечно, новые фигуры пилотажа с использованием режима сверхманевренности – «Хук», «Геликоптер» и пр.

Можно выделить следующие основные виды взаимодействий продольного и бокового движений самолета:

- аэродинамическое;
- кинематическое;
- инерционное;
- обусловленное гироскопическими моментами двигателей.

Аэродинамическое взаимодействие движений проявляется при наличии зависимости аэродинамических производных устойчивости бокового движения от параметров продольного движения, в первую очередь от угла атаки α , и аэродинамических производных продольного движения от параметров бокового движения (например, от угла скольжения β). Особенно существенна зависимость аэродинамических характеристик бокового движения от угла атаки. Такие характеристики, как m_y^β , m_x^δ , обычно не зависят от угла атаки при малых его значениях и начинают существенно изменяться только при достаточно

больших значениях ($\alpha > 12...15^\circ$). Аэродинамическая поперечная устойчивость самолета, характеризуемая производной m_x^β , как правило, существенно зависит от угла атаки для всех его значений. Для дозвуковых скоростей полета может быть предложена следующая аппроксимация: $m_x^\beta = m_{x0}^\beta + (m_x^\beta)^\alpha \alpha$. На сверхзвуковых скоростях производная m_x^β обычно практически постоянна.

Для коэффициентов продольного момента учет значительных по величине возмущений по углу скольжения также может вызвать необходимость введения квадратичной зависимости от угла скольжения ($\sim \beta^2$), учитывающей его влияние, однако обычно оно мало.

Можно также привести еще ряд примеров зависимости аэродинамических коэффициентов бокового движения от параметров продольного движения ($m_y^{\omega_x}(\alpha)$, $m_y^{\delta_3}(\alpha)$).

Таким образом, более точное представление зависимостей аэродинамических коэффициентов от параметров движения указывает на наличие аэродинамического взаимодействия бокового и продольного движений, причем члены уравнений, определяющие это взаимодействие, оказываются нелинейными. Особенно существенно аэродинамические перекрестные связи проявляются при сваливании и штопоре самолета, т. е. на больших углах атаки.

Кинематическое взаимодействие. При энергичном вводе самолета в крен, когда его ось Ox не успевает заметно изменить свое положение в пространстве, например в связи с тем, что из-за большой инерционности самолета относительно осей Oy и Oz моменты аэродинамической устойчивости не успевают устранить отклонения по α и β , происходит одновременное изменение угла атаки и угла скольжения самолета. Это связано с проявлением кинематического взаимодействия движений. Для пояснения этого вида взаимодействия рассмотрим упрощенную схему движения самолета. Будем считать, что самолет начинает вращаться вокруг оси Ox под воздействием управляющего момента крена, при этом ось Ox самолета и вектор скорости полета \vec{V} сохраняют в пространстве неизменное положение (рис. 5.1). Такое движение с неизменным положением оси Ox в пространстве было бы возможно в случае, когда самолет обладал нейтральной продольной и

флюгерной устойчивостью, т. е. $m_z^\alpha = m_y^\beta = 0$. Тогда при угле крена $\gamma = 90^\circ$ угол атаки самолета α_0 «переходит» в угол скольжения β , а при $\gamma = 180^\circ$ $\beta = 0$, $\alpha = -\alpha_0$ и т. д.

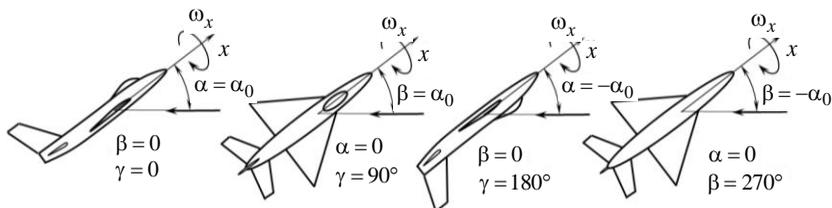


Рис. 5.1. Изменение углов α и β при вращении самолета вокруг оси Ox

В общем случае ось Ox самолета в процессе изменения угла крена перемещается и поворачивается в пространстве и изменения углов атаки и скольжения носят более сложный характер.

Инерционное взаимодействие. В уравнения моментов (уравнения для производных $\dot{\omega}_x$, $\dot{\omega}_y$, $\dot{\omega}_z$) входят члены, содержащие произведения угловых скоростей вида $A\omega_x\omega_y$, $B\omega_x\omega_z$, $C\omega_y\omega_z$. Физический смысл этих членов в уравнениях движения состоит в том, что они учитывают появление центробежных инерционных моментов при вращении летательного аппарата относительно оси, не совпадающей с главной осью инерции. В результате движения самолета относительно осей Ox и Oy становятся взаимосвязанными, если вектор угловой скорости не совпадает ни с одной из главных осей инерции. При этом, поскольку при маневрах самолета наибольшей по величине угловой скоростью обычно является угловая скорость крена, наиболее существенно влияние инерционных моментов, действующих относительно осей Oz и Oy .

До 1940–1950-х годов не было случаев проявления неустойчивости пространственного движения из-за инерционного взаимодействия. Влияние инерционного взаимодействия на динамику современных самолетов весьма велико. Это связано в основном с увеличением моментов инерции J_y и J_z по сравнению с J_x (вытянутой носовой частью фюзеляжа, «заполнением» фюзеляжа агрегатами по всей длине). В большой степени особенности пространственного движения, свали-

вания и штопора самолета обусловлены именно этим видом взаимодействия.

В инерционном взаимодействии основное значение имеет форма эллипсоида инерции самолета. При вытянутом эллипсоиде инерции, характерном для современных самолетов и других крылатых летательных аппаратов, разности моментов инерции $(J_y - J_x)$ и $(J_z - J_x)$ оказываются большими величинами. Это заставляет при исследовании движения самолета анализировать полные уравнения движения в нелинейной форме, так как в этом случае опускать члены, содержащие произведения угловых скоростей, оказывается недопустимым.

Влияние гироскопического момента двигателя. Вращающийся ротор двигателя самолета с кинетическим моментом $J_{дв} \vec{\omega}_{дв}$ представляет собой гироскоп и, как всякий гироскоп, в ответ на приложенный к нему некоторый внешний момент, приводящий его к повороту с угловой скоростью $\vec{\omega}$, стремится прецессировать в ортогональном направлении либо создает момент $\vec{M}_{гир} = J_{дв} \vec{\omega}_{дв} \times \vec{\omega}$.

Для учета влияния гироскопического момента двигателя в правые части уравнений пространственного движения самолета добавляются:

в уравнение для $\dot{\omega}_y$ член $\left(-\frac{J_{дв} \omega_{дв} \omega_z}{J_y} \right)$, а в уравнение для $\dot{\omega}_z$ член

$$\left(-\frac{J_{дв} \omega_{дв} \omega_y}{J_z} \right).$$

Наличие гироскопического момента двигателя приводит к тому, что при выполнении маневра по тангажу у самолета появляется также и рыскание, а при изменении угла рыскания одновременно начинает изменяться и угол атаки. При маневрах крена влияние гироскопического момента двигателя мало.

5.3. СВАЛИВАНИЕ И ШТОПОР САМОЛЕТА

Теоретически минимальная скорость установившегося горизонтального полета самолета должна определяться максимальным значением коэффициента подъемной силы $C_{y_{max}}$. Однако из-за возмущений в полете (турбулентность, колебания самолета) интенсивный срыв на крыле развивается при меньших углах атаки, чем при эксперимен-

тах с неподвижными моделями (или при расчетах). Срыв обычно развивается несимметрично на правой и левой консолях. При появлении срыва подъемная сила консоли крыла падает, самолет начинает «проседать» и крениться в сторону консоли с большей областью срыва, что приводит к увеличению местных углов атаки, дальнейшему развитию срыва и сваливанию самолета. Под **сваливанием** понимается произвольное аperiodическое или колебательное движение, которое невозможно парировать без уменьшения угла атаки.

Соответственно, вводится **скорость сваливания** $V_{св}$, определяемая началом сваливания в заданной конфигурации. Она находится как

$$V_{св} = \sqrt{\frac{2G}{C_{yа св} \rho S}}.$$

Для предотвращения сваливания самолета вводится **минимальная скорость** V_{min} . Минимальная скорость больше скорости сваливания. Летать на скорости, меньшей, чем V_{min} , запрещено. V_{min} определяется допустимым значением коэффициента подъемной силы $C_{yа доп} = 0,7 \dots 0,9 C_{yа max}$.

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2G}{C_{yа доп} \rho S}}.$$

Авиационные правила (часть 23, часть 25) регламентируют V_S – земную индикаторную скорость сваливания или минимальную скорость установившегося полета, при которой самолет управляем при заданных условиях полета и конфигурации.

При выполнении фигур пилотажа на спортивных и военных самолетах иногда используется преднамеренный срыв потока. В гражданской авиации и на военных самолетах, не предназначенных для непосредственного участия в боях, сваливание относят к аварийным ситуациям и принимают меры к его предотвращению (особая конструкция крыла, сигнализация, предупредительная тряска штурвала и т. п.).

Потеря скорости и сваливание обычно приводят к штопору.

Штопор в авиации – особый, критический режим полета самолета, заключающийся в его снижении по крутой нисходящей спирали относительно малого радиуса с одновременным вращением относительно

всех трех его осей. При этом самолет переходит на режим авторотации (самовращения).

Различают следующие виды штопора: нормальный (прямой) – самолет движется на положительных углах атаки; перевернутый (обратный) – самолет движется на отрицательных углах атаки, т. е. «пилот висит на ремнях». По углу наклона продольной оси самолета к горизонту: крутой ($50\dots 90^\circ$), пологий ($30\dots 50^\circ$), плоский ($< 30^\circ$). По направлению движения самолета: левый штопор – вращение против часовой стрелки, правый штопор – вращение по часовой стрелке. По степени изменения средних параметров движения самолета в штопоре от витка к витку: установившийся и неустановившийся

Самолет может войти в штопор произвольно из-за ошибки летчика или может быть введен преднамеренно для ознакомления летчика с особенностями поведения самолета на штопоре, обучения технике входа и выхода из штопора и как выполнение одной из фигур пилотажного комплекса.

Если самолет имеет хорошие противоштопорные характеристики, то вращение быстро затухает и происходит обычное сваливание, набор скорости и выход на нормальный режим полета. В противном случае самолет попадает в режим устойчивого вращения, при котором асимметрия обтекания усугубляется и затягивает самолет в установившийся штопор.

Эффективность управляющих плоскостей при штопоре падает, а быстрое вращение может привести к дезориентации пилота, что затрудняет выход из штопора. Существенное падение подъемной силы приводит к быстрой потере высоты, что представляет значительную опасность, особенно на малых высотах полета. Все это требует от пилота умения избегать сваливания (если только нет цели выполнить штопор преднамеренно), распознавать предвестники сваливания и штопора и при возникновении штопора выводить из него самолет на безопасной высоте.

В гражданской авиации основные усилия направлены на предотвращение выхода самолета из штатных эксплуатационных режимов, одним из следствий которого может быть развитие штопора. Для этого принимаются меры к расширению допустимого диапазона углов атаки, возникновению хорошо заметной предупредительной тряски при срыве потока, самопроизвольному уменьшению самолетом угла атаки за счет аэродинамических особенностей крыла и т. п.

Теоретическое обоснование штопора впервые разработано советским ученым В.С. Пышновым в работе «Самовращение и штопор самолетов» (1927).

5.4. ПРИМЕНЕНИЕ СРЕДСТВ АВТОМАТИКИ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ

Для дозвуковых самолетов прошлых лет обеспечить хорошую устойчивость и управляемость удавалось при помощи рациональной аэродинамической компоновки, применением соответствующей кинематики в системе управления, включением в ее проводку пружин и балансиров.

На современных самолетах только средствами аэродинамической компоновки нельзя обеспечить статическую и динамическую устойчивость и хорошую управляемость во всем диапазоне высот и скоростей полета. Это обусловлено следующими факторами:

- значительным расширением диапазона скоростей до величин, соответствующих $M > 3$;
- расширением диапазона высот от 15 м до 36 000 м при $M \geq 1$;
- малыми удлинениями крыла;
- большими удлинениями фюзеляжа;
- большими удельными нагрузками на крыло (до 10 000 Н/м²);
- значительным увеличением отношения $\frac{J_y}{J_x}$.

Только включением в систему управления специальных автоматических устройств можно получить необходимые характеристики устойчивости и управляемости самолета. Для этого применяются:

- 1) демпферы колебаний (рыскания, тангажа, крена);
- 2) автоматы статической устойчивости (АСУ);
- 3) автоматы формирования усилий на рычагах управления или автоматы регулировки управления (АРУ);
- 4) автопилоты (АП) и т. д.

Демпферы колебаний. При $M \gg 1$ и особенно на больших высотах полета значительно ухудшаются демпфирующие свойства самолета. Назначение демпферов колебаний – уменьшать время затухания колебаний. Автоматы, работая параллельно с пилотом, отклоняют рули направления и высоты, элероны пропорционально угловым скоростям рыскания, тангажа, крена. Угловые скорости воспринимаются гиро-

скопическими датчиками. Дополнительное отклонение рулей может производиться изменением длины тяги (гидроцилиндра), установленной в цепи управления. Особенно широко применяются в настоящее время демпферы рыскания. Демпферы колебаний позволяют не только увеличивать демпфирование, но и сократить его изменение по режимам полета.

Автоматы продольной статической устойчивости обеспечивают необходимую степень устойчивости самолета по соответствующим параметрам. Эти автоматы реагируют на угловую скорость ω_z и на какие-либо из параметров: α , n_y , ϑ .

АРУ применяются для нормализации градиентов усилий на рычагах управления и коэффициентов передачи усилий системы управления. АРУ реагируют на величину скоростного напора и число M полета. При помощи загрузочного механизма, обеспечивающего необходимые градиенты усилий на ручке управления, при помощи механизма нелинейной передачи обеспечивается изменение коэффициента передачи усилий (при малых q величина $K_{ш} = \frac{\Delta\delta_B}{\Delta x_p}$ растет, при больших – убывает).

Автопилоты – это понятие включает в себя широкий класс устройств, функции которых весьма разнообразны: от поддержания постоянства одного или нескольких параметров полета (H , V ...) до осуществления полета по заданной программе.

5.5. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ РАЗРАБОТКИ В ОБЛАСТИ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА

«Разработки в области создания перспективных авиационных боевых комплексов фронтовой авиации повсеместно носят закрытый характер, сведения о перспективных характеристиках ... крайне скудны и фрагментарны» (Аналитический доклад «ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ», Межведомственный аналитический центр, февраль 2011).

Среди наиболее вероятных качеств **перспективных авиационных боевых комплексов** называются:

- беспилотное/дистанционное управление;

- применение «интеллектуальных» конструкционных материалов и покрытий;
- возможность адаптивного изменения геометрии;
- возможность автоматизированного ведения воздушного боя;
- применение двигателей с изменяемым циклом и с интегрированным электрогенератором;
- применение новых физических принципов в работе электронно-вычислительной техники (фотоника, оптоволоконная передача сигнала и т. п.);
- принципиально новые виды вооружений (энергетическое оружие, гиперзвуковые авиационные средства поражения и т. п.).

Планируется, что внедрение столь революционных инноваций займет примерно 20 лет. Таким образом, эксперты ожидают появления **истребителей шестого поколения** на рубеже 2030 года. У истребителей шестого поколения должна быть обеспечена возможность эффективного маневрирования в широком диапазоне высот и скоростей полета при экономичном расходе топлива. Планируется кардинальное улучшение маневренности в воздушном бою в сочетании с резким снижением радиолокационной и тепловой заметности, применение отклоняемого вектора тяги (ОВТ).

Обязательным свойством самолетов шестого поколения будет способность вести сетцентрические боевые действия, т. е. функционировать в едином информационном пространстве со своими командными пунктами, другими самолетами, находящимися в воздухе, а также с системами противовоздушной обороны (ПВО), объектами сухопутных войск и военно-морских сил, принимающими участие в операции. Предполагается, что при помощи высокоразвитого компьютерного обеспечения отдельный самолет сможет стать локальным воздушным командным центром, который сможет по ходу боевых действий оперативно принимать необходимые решения, а также управлять группой сопровождающих самолетов или беспилотных летательных аппаратов в целях выполнения поставленных задач.

Опыт локальных вооруженных конфликтов показал, что в условиях ведения локальных войн наиболее востребованными боевыми ЛА являются **самолеты штурмовой авиации**. Боевое применение самолетов ударной авиации сопряжено с высоким риском их поражения средствами ПВО, поэтому главными направлениями совершенствования авиатехники указанных типов является повышение живучести самолетов и их экипажей.

В перспективе кардинальное повышение боевой и экономической эффективности эксплуатации штурмовых самолетов будет достигаться за счет внедрения **дистанционно пилотируемых летательных аппаратов (ДПЛА)** в частности **разведывательно-ударных комплексов**. Переход к концепции ДПЛА позволяет снять проблему выживаемости экипажа и значительно удешевить, упростить и облегчить конструкцию боевых машин. Внедрение ударно-разведывательных ДПЛА началось в США в начале 2000-х годов. В настоящее время такие комплексы находятся также на вооружении стран НАТО (например, General Atomics MQ-9 «Reaper»). Помимо США работы по созданию ударных БПЛА ведутся в Европе (например, испано-германский БПЛА Barracuda). Масштабного внедрения беспилотных разведывательно-ударных комплексов следует ожидать в период 2010–2020 г. В более долгосрочной перспективе развитие технологий в области штурмовой авиации будет сосредоточено на повышении ЛТХ беспилотных комплексов (увеличение дальности, скорости и продолжительности полета) путем применения новых «обликовых» решений, снижения массы, новых двигателей, совершенствования оборудования, снижения их стоимости и повышения эксплуатационной технологичности, отработки алгоритмов стайного движения БПЛА.

Для самолетов многих типов рассматриваются возможности использования систем непосредственного управления подъемной силой (СНУПС), боковой силой (СНУБС), оптимизация каналов управления с учетом аэроупругих явлений, внедрение интеллектуальных систем для распознавания опасностей и предотвращения аварийных ситуаций, дальнейшее развитие авионики (многофункциональные дисплеи, отображение информации на лобовом стекле, голосовое управление), разработка активных систем снижения нагрузок на конструкцию ЛА и мероприятий, направленных на повышение комфорта экипажа и пассажиров.

Для самолетов ГА рассматриваются вопросы применения статической неустойчивости, полностью автоматизированного управления самолетом, включая взлет и посадку.

Контрольные вопросы к главе 5

1. От каких факторов зависит величина упругих деформаций и обусловленный ими эффект?
2. Как влияют деформации изгиба крыла на местные углы атаки в случае стреловидного крыла?

3. Что такое дивергенция крыла?
4. Из-за чего возникает реверс органов управления?
5. При каких условиях разделение движения ЛА на продольное и боковое движение приводит к недопустимо большим ошибкам?
6. Какие можно выделить основные виды взаимодействий продольного и бокового движений самолета?
7. В чем суть аэродинамического взаимодействия движений?
8. В чем суть кинематического взаимодействия движений?
9. Каков механизм инерционного взаимодействия движений?
10. Что понимается под сваливанием самолета?
11. Какой режим полета самолета называется штопором?
12. Какие виды штопора самолета различают?
13. С чем связана необходимость широкого применения автоматики в системах управления современных самолетов?
14. Какие типы автоматических устройств используют в системах управления самолетов? Каков их принцип действия?
15. Перечислите основные перспективные разработки в области динамики полета.
16. Какие основные черты должны присутствовать у истребителей шестого поколения?

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

Основной

1. *Остославский И.В., Стражева И.В.* Динамика полета. В 2 частях: ч. 1 «Траектории летательных аппаратов». – М.: Машиностроение, 1969; ч. 2 «Устойчивость и управляемость ЛА». – М.: Машиностроение, 1965.
2. *Аэромеханика самолета* / под ред. А.Ф. Бочкарева. – М.: Машиностроение, 1985.
3. *Мхитарян А.М.* Динамика полета. – М.: Машиностроение, 1978.
4. *Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов* / под ред. академика РАН Г.С. Бюшгенса / Издательский отдел ЦАГИ – АВИА Изд-во КНР. – Москва–Пекин, 1995.
5. *Особенности проектирования легких боевых и учебно-тренировочных самолетов* / А.Н. Акимов; под ред. Н.Н. Долженкова, В.А. Подобедова. – М.: Машиностроение-Полет, 2005. – 366 с.
6. *Медников В.Н.* Динамика полета и пилотирование самолетов: учебник / под общей редакцией генерал-майора авиации П.И. Рыжова. – Монино, Военно-воздушная Краснознаменная ордена Кутузова академия им. Ю.А. Гагарина, 1976.
7. *Николаев Л.Ф.* Основы аэродинамики и динамики полета транспортных самолетов: учеб. пособие для вузов. – М.: Транспорт, 1997.
8. *Динамика полета: учебник для студентов высших учебных заведений* / А.В. Ефремов, В.Ф. Захарченко, В.Н. Овчаренко и др.; под ред. Г.С. Бюшгенса. – М.: Машиностроение, 2011. – 776 с.: ил.
9. *Саленко С.Д.* Динамика полета. Ч. 1. Траектории летательных аппаратов: учеб. пособие / С.Д. Саленко, А.Д. Обуховский. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2014. – 140 с.

Дополнительный

1. *Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В.* Динамика продольного и бокового движения. – М.: Машиностроение, 1979.
2. *Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В.* Динамика пространственного движения самолета. – М.: Машиностроение, 1967.
3. *Пашковский И.М.* Устойчивость и управляемость самолета. – М.: Машиностроение, 1975.
4. *Пашковский И.М.* Динамика и управляемость самолета. – М.: Машиностроение, 1987.
5. *Практическая аэродинамика маневренных самолетов* / под ред. Н.М. Лысенко. – Воениздат, 1977.
6. *Девис Д.* Пилотирование больших реактивных самолетов. – М.: Машиностроение, 1975.
7. *Байдаков В.Б., Клумов А.С.* Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1979. – 344 с.

8. *Аэродинамика* летательных аппаратов / под ред. д-ра техн. наук проф. Г.А. Колесникова. – М.: Машиностроение, 1993.

9. *Мартынов А.К.* Прикладная аэродинамика. – М.: Машиностроение, 1972.

10. *Арепьев А.Н.* Вопросы проектирования легких самолетов. – М., 2001.

11. *Аронин Г.С.* Практическая аэродинамика. – М., 1962.

Методическая литература

В печатном виде

1. Расчет аэродинамических характеристик летательного аппарата. Ч. 1: метод. руководство к выполнению курсового проекта «Аэродинамика» для 4 курса ФЛА / Новосибир. гос. техн. ун-т; сост.: С.Г. Деришев, А.В. Игнатьева, В.Л. Чemezov. – Новосибирск, 2008. – 34 с.

2. *Петошин В.И.* Расчет летных характеристик / Новосиб. электротехн. ин-т, 1990. – 25 с.

3. *Петошин В.И.* Исследование динамики продольного и бокового движения самолета / Новосиб. электротехн. ин-т, 1993. – 22 с.

4. *Саленко С.Д.* Исследование на АВМ собственных свойств самолета в продольном короткопериодическом движении / Новосиб. электротехн. ин-т, 1988. – 10 с.

В электронном виде

1. Расчет аэродинамических характеристик летательного аппарата. Ч. 1: метод. руководство к выполнению курсового проекта «Аэродинамика» для 4 курса ФЛА / Новосиб. гос. техн. ун-т; сост.: С.Г. Деришев, А.В. Игнатьева, В.Л. Чemezov. – Новосибирск, 2008. – 34 с. – Режим доступа: <http://www.library.nstu.ru/fulltext/metodics/2008/3463.rar>

Периодические издания

Авиация и космонавтика вчера, сегодня, завтра; Вестник авиации и космонавтики; Гражданская авиация; Известия вузов. Авиационная техника; Крылья Родины; Полет; Техника и вооружение вчера, сегодня, завтра; Техническая информация ЦАГИ; Экспресс информация ВИНТИ; Airplane; Interavia; Aviation week & space technology; Flight International.

Сайты:

<http://craft.nstu.ru/agd> , www.aviaru.net , www.aeroreview.ru ,

<http://www.airwar.ru/main.html> («Угол неб» – авиационная энциклопедия),

<http://www.airalania.ru/> (самолетный справочник),

<http://www.aviajournal.interami.com/>, tsagi.ru, sibnia.ru, www.uacrussia.ru .

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение	3
Глава 1. УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ	5
1.1. Об устойчивости	5
1.2. Об управляемости	7
1.3. Статическая и динамическая устойчивость и управляемость самолета	10
1.4. Разделение движения самолета на продольное и боковое	14
Контрольные вопросы к главе 1	16
Глава 2. СИЛЫ И МОМЕНТЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ	17
2.1. Гипотеза стационарности	17
2.2. Продольные силы и моменты	20
2.3. Продольный момент крыла в установившемся прямолинейном полете	21
2.4. Понятие аэродинамического фокуса. Влияние параметров на положение фокуса	23
2.5. Продольный момент самолета без горизонтального оперения.....	26
2.6. Продольный момент ГО в установившемся прямолинейном полете	28
2.7. Продольный момент самолета в установившемся прямолиней- ном полете.....	33
2.8. Влияние вращения самолета на продольные силы и моменты.....	34
2.9. Момент крена самолета в установившемся прямолинейном полете	39
2.10. Момент рыскания самолета в установившемся прямолиней- ном полете.....	45
2.11. Влияние вращения самолета на боковые силы и моменты	47
2.12. Шарнирный момент органов управления. Усилия на ручке управления	50
Контрольные вопросы к главе 2	53

Глава 3. СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА	55
3.1. Понятия продольной статической устойчивости самолета по перегрузке и по скорости.....	55
3.2. Продольная балансировка самолета. Правило продольного «V».....	59
3.3. Балансировочные кривые.....	61
3.4. Показатели статической продольной управляемости.....	67
3.5. Диапазон допустимых центровок.....	70
3.6. Потери, связанные с балансировкой	71
3.7. Боковая устойчивость. Понятия поперечной и флюгерной устойчивости	75
3.8. Боковая балансировка самолета	81
3.9. Балансировка самолета при несимметричной тяге	86
Контрольные вопросы к главе 3	87
Глава 4. ДИНАМИКА ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА	89
4.1. Уравнения продольного возмущенного движения. Линеариза- ция уравнений.....	89
4.2. Свободное продольное возмущенное движение самолета. Ана- лиз устойчивости.....	91
4.3. Короткопериодическое продольное движение самолета	95
4.4. Свободное боковое возмущенное движение самолета	97
4.5. Устойчивость самолета в боковом движении	100
Контрольные вопросы к главе 4	107
Глава 5. ОСОБЕННОСТИ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА СОВРЕМЕННЫХ САМОЛЕТОВ.....	109
5.1. Влияние упругости на устойчивость и управляемость самолета	109
5.2. Пространственное возмущенное движение. Взаимодействие продольного и бокового движений.....	113
5.3. Сваливание и штопор самолета	116
5.4. Применение средств автоматики в системе управления	119
5.5. Перспективные разработки в област динамики полета.....	120
Контрольные вопросы к главе 5	122
Библиографический список	124

**Саленко Сергей Дмитриевич
Обуховский Александр Дмитриевич**

ДИНАМИКА ПОЛЕТА

Часть 2

УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Учебное пособие

Редактор *И.Л. Кескевич*
Выпускающий редактор *И.П. Брованова*
Корректор *И.Е. Семенова*
Дизайн обложки *А.В. Ладыжская*
Компьютерная верстка *С.И. Ткачева*

Налоговая льгота – Общероссийский классификатор продукции
Издание соответствует коду 95 3000 ОК 005-93 (ОКП)

Подписано в печать 18.06.2015. Формат 60 × 84 1/16. Бумага офсетная. Тираж 300 экз.
Уч.-изд. л. 7,44. Печ. л. 8,0. Изд. № 359/14. Заказ № . Цена договорная

Отпечатано в типографии
Новосибирского государственного технического университета
630073, г. Новосибирск, пр. К. Маркса, 20