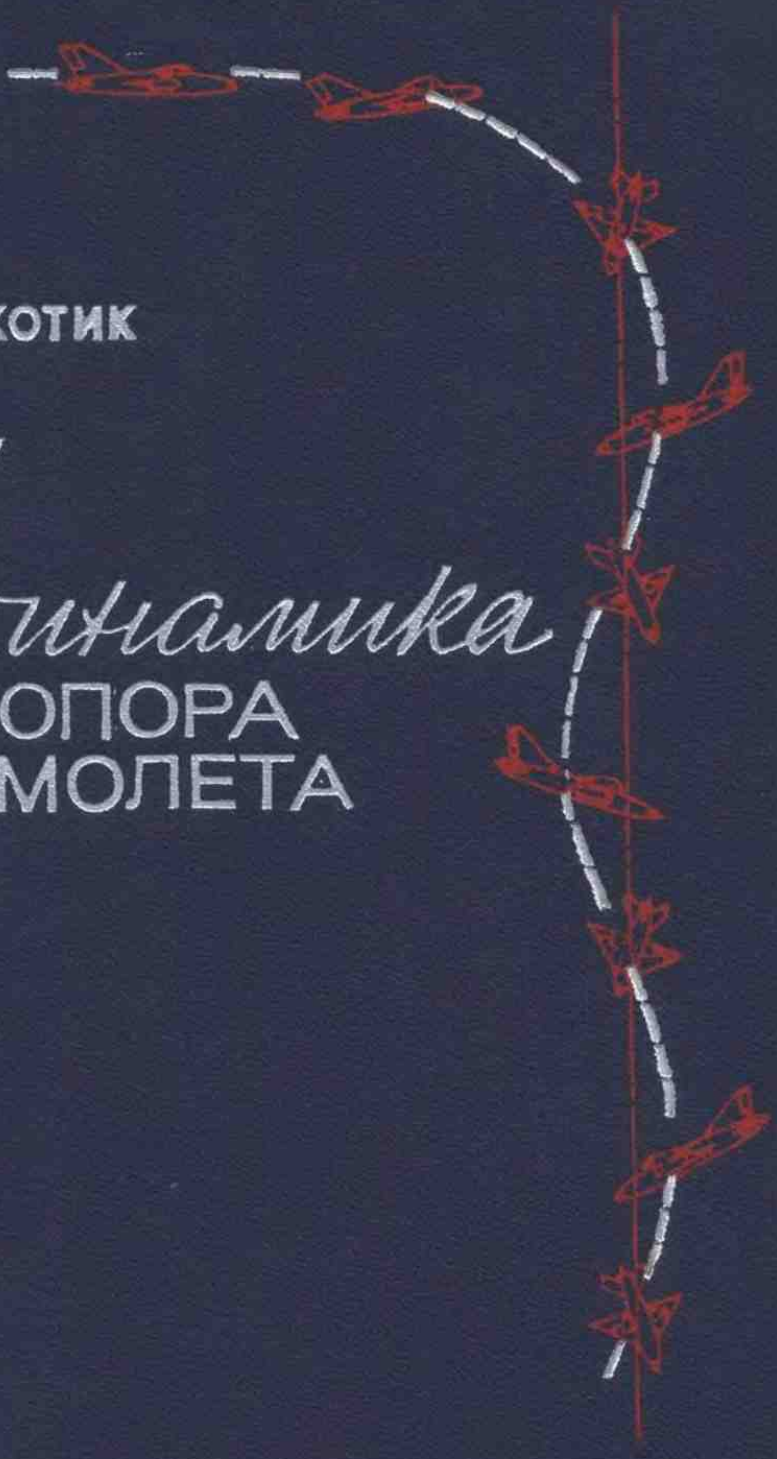
М. Г. КОТИК

Динамика штопора самолета



М. Г. КОТИК

ДИНАМИКА ШТОПОРА САМОЛЕТА



Москва
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»
1976

УДК 629.735.33 : 531.3.001

Рецензенты: канд. техн. наук **К. К. Васильченко**,
д-р техн. наук **М. Л. Галлай**

Котик М. Г. Динамика штопора самолета. М., «Машиностроение», 1976, 328 с.

В книге освещен один из наиболее сложных разделов динамики полета самолета — динамика штопора.

Рассмотрены условия и особенности попадания самолета в штопор. Приведены классификация, анализ особенностей и методы исследования штопора современных самолетов, изложены аналитические методы расчета параметров траекторий движения самолета в штопоре, результаты моделирования и летных испытаний самолетов на штопор. Дано описание механики движения самолета на больших углах атаки и методов пилотирования, обеспечивающих безопасность полета на рассматриваемых режимах.

Книга предназначена для инженеров авиационной промышленности, научных работников, летчиков. Она может быть также полезна преподавателям и студентам авиационных вузов.

Табл. 5, ил. 155, список лит. 75 назв.

К $\frac{\textbf{31808-146}}{\textbf{038(01)-76}}$ **146-76**

© Издательство «Машиностроение», 1976 г.

ПРЕДИСЛОВИЕ

В развитии аэродинамики и динамики полета можно выделить два направления: одно из них — разработка новых идей и путей совершенствования летательных аппаратов, второе — изыскание способов предотвращения возникающих при полетах опасных физических явлений, ведущих к большим материальным потерям и человеческим жертвам.

К опасным явлениям в полете приводят потеря скорости, сваливание, попадание самолета в штопор и пр. Трудности борьбы со сваливанием и штопором состоят, во-первых, в том, что возникновение этих явлений органически связано с аэродинамическими особенностями самолета и, во-вторых, со спецификой управления самолетом и его ориентировкой в пространстве при сваливании.

Характер обтекания и величина сопротивления находящегося в воздушном потоке тела (самолета) зависят от его положения по отношению к набегающему потоку. Есть два характерных положения самолета: первое — когда сила сопротивления минимальна, в этом случае самолет устойчив в отношении сопротивления вращению, и второе — когда сила сопротивления максимальна; при этом самолет неустойчив, возникающее вращение усиливается и приводит к самовращению. Происходит сваливание и попадание самолета в штопор.

С целью обеспечения устойчивости самолета нужно избегать условий его максимального взаимодействия с потоком, хотя в некоторых случаях полета максимальное взаимодействие бывает необходимо.

Основы теории штопора самолета стали разрабатываться более пятидесяти лет назад. Эта теория развивалась относительно медленно из-за больших теоретических трудностей и сложности экспериментов. Характеристики самолетов и условия полета с течением времени существенно изменялись, а борьба со сваливанием и штопором оставалась одной из важнейших задач самолетостроения. Явления сваливания и штопора оказались весьма своеобразными и послужили причиной трудностей, возникающих в полете (и даже летных происшествий), у самолетов с крыльями малого удлинения и большой стреловидности в условиях дозвукового полета и при выходе на баллистические траектории в среде очень малой плотности.

Несмотря на очевидную актуальность дальнейшего изучения явления сваливания и штопора самолета и разработки практических мер, обеспечивающих безопасность полета, литература в этой области знаний весьма ограничена.

Книга М. Г. Котика, содержащая глубокий анализ особенностей сваливания и штопора современных самолетов, успешно восполняет этот пробел. Автор раскрывает физическую сущность явлений, достаточно полно и глубоко показывает, как они могут быть представлены математическими моделями и проанализированы практически доступными средствами, подробно рассматривает и широко обобщает все основные аспекты проблемы сваливания и штопора современных самолетов.

М. Г. Котик известен своими работами в области устойчивости самолетов и штопора. Они написаны интересно, доходчиво и принесли большую пользу широкому кругу авиационных специалистов: летчикам, инженерам, конструкторам и научным работникам. Нет сомнения в том, что и данная книга найдет многих читателей.

Заслуженный деятель науки и техники РСФСР
д-р техн. наук, проф. **В. С. Пышнов**

ВВЕДЕНИЕ

Штопор является одним из наиболее сложных режимов полета. Поведение и пилотирование самолета в этом режиме кардинально отличается от того, что происходит при обычной летной эксплуатации. Штопор — неэксплуатационный режим полета. В настоящее время преднамеренный ввод самолета в штопор производится при тренировочных полетах, при выполнении отдельных фигур высшего пилотажа и при проведении специальных летных испытаний. Известны лишь отдельные случаи использования штопора в качестве тактического маневра (например, ввод самолета в штопор типа падения листом, чтобы затруднить ведение огня зенитной артиллерии), не нашедшие, однако, широкого применения.

Несмотря на это, в последние годы изучению штопора уделяется большое внимание, что обусловлено возросшим количеством летных происшествий, связанных со сваливанием и попаданием самолетов в штопор. Так, например, по сообщениям зарубежной печати ВВС США за период 1966—1970 гг. из-за сваливания и попадания в штопор потеряли 226 самолетов стоимостью 367 млн. долларов. Проведенный в США анализ статистических данных показал, что в течение 1966—1970 гг. из 3080 летных происшествий с военными самолетами примерно 8% произошло из-за сваливания и попадания в штопор. Из всех тяжелых летных происшествий (аварий и катастроф) в авиации США за этот период около 22% было вызвано сваливанием и штопором. Основной причиной таких летных происшествий были ошибки пилотирования, обусловленные недостаточной подготовкой летчиков к полету на таких режимах.

Специфические особенности поведения, управляемость и устойчивость, условия и требуемые методы пилотирования самолетов на этих режимах коренным образом отличаются от характеристик эксплуатационных режимов полета. Большие сверхзвуковые скорости и полеты в стратосфере привели к появлению новых весьма существенных отличий в динамике и пилотировании сверхзвуковых самолетов по сравнению с дозвуковыми на всех режимах полета, и особенно при сваливании и попадании в штопор. Опыт летной эксплуатации и анализ летных происшествий показывают, что современные маневренные сверхзвуковые самолеты имеют не меньше предпосылок к попаданию в штопор, чем дозвуковые самолеты старой конструкции. Непреднамеренный выход сверхзвуковых самолетов на закритические углы атаки может происходить, например, в следующих случа-

ях: в результате ошибок пилотирования при резком маневрировании на больших эксплуатационных углах атаки, при больших исходных угловых скоростях, при больших сверхзвуковых числах М на больших высотах, а также при аварии, либо под влиянием случайных внешних факторов (воздействие сильной взрывной волны и т. п.). Поэтому исследование особенностей полета и пилотирования самолетов на около- и закритических углах атаки имеет важнейшее теоретическое и практическое значение. Наиболее остро встал вопрос о необходимости тщательного изучения таких режимов и разработки мероприятий по обеспечению безопасности полета на больших углах атаки в связи с появлением многоместных пассажирских самолетов (особенно сверхзвуковых), эксплуатирующихся на больших высотах.

В первые годы развития авиации сваливание и попадание самолета в штопор, как правило, заканчивались катастрофой. Однако о существовании таких сугубо специфических режимов полета, как штопор, тогда и не подозревали. Большое количество аварий и катастроф объясняли попаданием самолета в воздушные вихри и ошибками летчиков, хотя в действительности (как выяснилось впоследствии) причиной аварий было сваливание с последующим входом в штопор. В дальнейшем, по отзывам летчиков и показаниям очевидцев, удалось установить факт возникновения и характер протекания этого сложного и плохо управляемого режима полета. Были начаты теоретические и экспериментальные исследования штопора, направленные на выяснение сущности этого явления с целью разработки рекомендаций по предотвращению возможности сваливания и попадания самолета в штопор, а также методов вывода из него.

Первые исследования, позволившие понять в основном физическую картину явлений, происходящих при попадании самолета в штопор, и рекомендовать методы вывода из него, были проведены в Советском Союзе В. С. Пышновым [33], а за рубежом Х. Глауэртом [54]. В дальнейшем профессором В. С. Пышновым были проведены глубокие исследования по изучению особенностей штопора, приемов пилотирования для вывода самолетов из штопора и отработке методов расчета характеристик штопора, позволившие получить практически важные результаты. Многосторонние исследования, которые значительно шире раскрыли физическую сущность штопора дозвуковых самолетов и способствовали отработке методов вывода из него, провел профессор А. Н. Журавченко [6]. Впервые преднамеренный ввод самолета в штопор и вывод из него были осуществлены в 1916 г. летчиком К. К. Арцеуловым (полет выполнялся без парашюта). Летные исследования штопора самолета впервые в Советском Союзе были проведены под руководством профессора В. С. Ведрова при творческом участии летчика-испытателя инженера Ю. К. Станкевича в 1935 г. [2]. В дальнейшем большой вклад в исследования штопора внесли советские и зарубежные ученые и инженеры

Е. А. Покровский, Г. С. Калачев, Н. Н. Долженко, Я. И. Тетерюков, А. И. Никитюк, А. В. Степанов, В. В. Васянин, В. Е. Чукаткин, Р. Б. Золотухин, А. И. Нейгауз, У. Д. Клинер, С. Х. Шер, Д. Р. Чэмберс, Д. С. Боумен и многие другие. Выявлению особенностей штопора и смежных с ним режимов полета значительно способствовала разработка методов анализа устойчивости движения самолета и его управляемости при маневрах с большой угловой скоростью крена ([1], [65] и др.).

Весьма сложные и ответственные летные испытания и исследования штопора самолетов не могли бы быть проведены без творческого участия высококвалифицированных летчиков-испытателей, из числа которых, в первую очередь, следует отметить В. П. Чкалова, М. М. Громова, Ю. К. Станкевича, Я. И. Верникова, А. Н. Гринчика, Г. Т. Берегового, С. Н. Анохина, Г. А. Седова, В. Г. Иванова, А. А. Щербакова и О. В. Гудкова.

Изучение штопора самолета сводится к решению трех основных взаимосвязанных задач:

— определению связей между внешними силами, действующими на самолет в штопоре, и характеристиками движения центра тяжести самолета по траектории, т. е. изучению траекторных характеристик штопора;

— определению связей между внешними моментами, действующими на самолет в штопоре, и характеристиками движения его относительно центра тяжести, т. е. изучению характеристик управляемости, устойчивости и балансировки самолета в штопоре;

— определению специфических особенностей поведения и пилотирования самолета в штопоре.

В принципе это общие задачи динамики полета. Однако при изучении штопора их решение значительно усложняется по следующим причинам: 1) ввиду необходимости изучения режимов полета с большими изменениями параметров — с учетом всех видов взаимодействия продольного и бокового движений самолета, в связи с чем оказывается неприменимым метод линеаризации; 2) в связи с необходимостью (в общем случае) одновременного изучения движения самолета как относительно его центра тяжести, так и перемещения самого центра тяжести в пространстве; 3) из-за существенно нелинейного и нестационарного характера протекания аэродинамических характеристик самолета на около- и закритических углах атаки.

В последние годы получил распространение новый подход к исследованию характеристик штопора самолета, заключающийся в проведении комплексных программ теоретических, стендовых, аэродинамических наземных и летных исследований. Такие исследования охватывают не только изучение явлений сваливания, входа в штопор, штопора и выхода из него, они выявляют также сопротивляемость самолета непроизвольному сваливанию и попаданию в штопор (для определения этих качеств используются термины spin resistance — сопротивление штопору и spin suscep-

tibility — восприимчивость к штопору). В результате исследований определяются различные конструктивно-аэродинамические средства борьбы со штопором.

В первую очередь, уделяется внимание отработке методов, обеспечивающих сопротивляемость самолета штопору. Однако опыт показывает, что, несмотря на интенсивные поиски средств парирования штопора, пока еще не удалось создать самолет, ни при каких обстоятельствах не попадающий в штопор. При определенных условиях любой самолет может попасть в штопор. Поэтому наряду с отработкой методов обеспечения хорошей сопротивляемости самолета входу в штопор и мер предупреждения непроизвольного попадания его в этот опасный режим по-прежнему большое внимание уделяется обеспечению методов надежного выхода самолета из штопора.

Появление моделирующих, и особенно быстродействующих цифровых вычислительных машин, позволило значительно упростить получение точных решений полной системы уравнений движения самолета в штопоре. Методы математического и физического моделирования такой многопараметрической системы уравнений позволяют более полно, точно и быстро исследовать движение самолета в штопоре, чем с помощью самых подробных приближенных параметрических расчетов. Моделирование является наиболее перспективным методом определения характеристик штопора самолета до начала летных испытаний.

В связи с многообразием и нестабильностью режимов штопора все бо́льшая роль отводится летным испытаниям и исследованиям штопора. Так называемые классические программы летных испытаний, применявшиеся ранее, изменяются и дополняются новыми разделами, предусматривающими, в частности, исследование характеристик сваливания и штопора при имитации случаев непроизвольного попадания самолета в эти режимы в реальных условиях. Такие имитации выполняются с исходных маневров, наиболее опасных в этом отношении (например, при имитации воздушного боя нескольких самолетов), при произвольном положении органов управления самолета на входе в штопор и в начале режима и т. п. Все больше внимания уделяется нормированию характеристик штопора, отработке критериев предварительной оценки этих характеристик (в том числе и выхода из штопора) и сопротивляемости самолета попаданию в штопор еще на этапе эскизного проектирования. Так как характеристики штопора могут значительно изменяться в зависимости от ряда случайных факторов, то прогнозирование и оценка характеристик штопора должны производиться статистико-вероятностными методами.

В книге основное внимание уделяется качественным особенностям (физической картине) движения и пилотирования современных самолетов в штопоре и отдельным наиболее распространенным в настоящее время методам изучения штопора.

ГЛАВА 1

ОСНОВНЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ И ПОНЯТИЯ

1.1. РЕЖИМЫ ПОЛЕТА

1.1.1. Сложные вращения

Из всего многообразия сложных пространственных движений самолета можно выделить особый класс движений — так называемые сложные вращения самолета. Сложное вращение самолета представляет собой специфическое пространственное вращательное движение, как правило, относительно всех трех его осей, возникающее под воздействием внешних возмущений или в результате действий летчика рычагами управления, но не соответствующее обычной реакции самолета на эти действия, и характеризуемое значительным усложнением условий ориентировки летчика и пилотирования самолета. Это существенно криволинейные неустановившиеся режимы полета, при которых обычно вращение самолета сопровождается одновременными линейными его перемещениями в направлениях указанных трех осей (движение с шестью степенями свободы). В соответствии с величинами угловых скоростей и ускорений самолета сложные вращения могут быть разделены на медленные и быстрые (интенсивные). По особенностям полета и пилотирования самолета они разделяются на управляемые и непроизвольные (практически неуправляемые). Примером управляемого сложного вращения самолета является «бочка». К непроизвольным сложным вращениям относятся: штопор, сваливание и аэроинерционное вращение самолета.

Штопором называется непроизвольное движение самолета по крутой спиралевидной траектории малого радиуса на режиме авторотации (при закритических углах атаки самолета, с одновременным вращением его относительно всех трех осей), немедленно не парируемое без уменьшения угла атаки из-за частичной, а иногда даже практически полной потери управляемости самолета и характеризуемое значительным усложнением условий ориентировки летчика.

Авторотацией или самовращением самолета называется аэродинамическое явление, возникающее под действием набегающего

на самолет потока воздуха (при закритических углах атаки самолета) из-за асимметрии в распределении областей отрыва потока по крылу и проявляющееся в виде самопроизвольного вращения самолета (в первую очередь, относительно его продольной оси) в результате появления начальной ненулевой угловой скорости крена после сваливания.

Сваливанием называется возникающее в результате развития срыва потока с крыла (на околокритических углах атаки) непроизвольное апериодическое или колебательное движение самолета относительно любой из трех его осей со сравнительно большими, заметными для летчика средней квалификации, амплитудами угловых скоростей и (или) угловых ускорений, немедленно не парируемое без уменьшения угла атаки самолета из-за существенного ухудшения (а иногда даже и практически полной потери) управляемости самолета на указанных углах атаки.

Аэроинерционным вращением называется непроизвольное вращение самолета с очень большой угловой скоростью крена, возникающее в результате сильного проявления аэродинамического, инерционного, кинематического и гироскопического взаимодействия продольного и бокового движений самолета, сопровождающееся практически полной потерей поперечной управляемости, полной или частичной потерей продольной и путевой устойчивости самолета, появлением больших перегрузок и чрезвычайным усложнением условий пилотирования самолета.

Штопор и аэроинерционное вращение являются режимами интенсивных вращений, т. е. протекают с большими амплитудами угловых скоростей и (или) угловых ускорений самолета. Сваливание может происходить как в виде интенсивного, так и в виде медленного вращения самолета. Сваливание возникает только на околокритических, а штопор — только на закритических углах атаки самолета. Аэроинерционное вращение в принципе может иметь место на любых углах атаки. В отличие от управляемых непроизвольные сложные вращения самолета характеризуются немедленно не парируемыми движениями самолета, для вывода из которых, как правило, требуются необычные (отличающиеся от применяемых на эксплуатационных режимах) действия органами управления. В частности для вывода из сваливания и штопора могут требоваться очень большие и весьма резкие отклонения органов управления, не применяемые ни в одном из эксплуатационных режимов полета.

1. 1. 2. Штопор

Режимы штопора в зависимости от положения летчика относительно земли (вверх или вниз головой) можно разделить на две категории — нормальные и перевернутые. Нормальным называется штопор, в котором летчик находится в положении головой вверх. Это штопор, протекающий при положитель-

ных закритических углах атаки самолета. Перевернутым называется штопор, в котором летчик находится в положении головой вниз. Это штопор, протекающий при отрицательных закритических углах атаки — самолет находится в положении «на



Рис. 1.1. Схема, иллюстрирующая положения самолета на входе в штопор и в штопоре:

а—сваливание в нормальном полете с переходом в нормальный штопор; *б*—сваливание в в перевернутом полете с переходом в перевернутый штопор

спине» (выполняет перевернутый полет). Схематически положения самолета в нормальном и перевернутом штопорах показаны на рис. 1.1.

В зависимости от направления движения самолета по вертикали различают нисходящий и восходящий штопор. Нисходящий или просто штопор — это штопор, в котором самолет снижается (движется по нисходящей спирали). В восходящем штопоре самолет движется по восходящей траектории — совершает дина-

мический набор высоты по спирали (это весьма кратковременный режим полета, встречающийся чрезвычайно редко).

В зависимости от угла наклона продольной оси самолета различают крутой, пологий и плоский штопоры. Крутым называется штопор, в котором угол тангажа самолета ϑ по абсолютной величине больше 50° (рис. 1. 2).

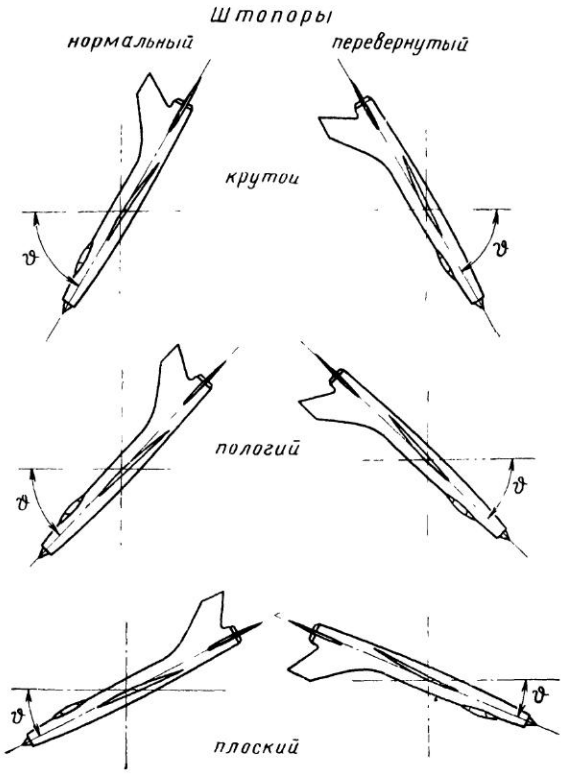


Рис. 1. 2. Схематическое изображение углов тангажа самолета в крутом, пологом и плоском штопорах

В пологом штопоре угол тангажа самолета по абсолютной величине лежит в пределах $30° \leqslant |\vartheta| \leqslant 50°$. В плоском штопоре $|\vartheta| < 30°$, т. е. наклон продольной оси самолета к горизонту менее 30°.

По направлению вращения самолета все штопоры делятся на левые и правые. В левом штопоре (нормальном и перевернутом) имеет место левое вращение самолета *, в правом (нор-

* Левым называется вращение, происходящее против часовой стрелки, для наблюдателя, смотрящего по направлению полета (ГОСТ 1630—46), в частности, для летчика, смотрящего вперед.

мальном и перевернутом) — правое вращение самолета. Таким образом для наблюдателя, смотрящего на самолет сверху, движение центра тяжести самолета будет происходить по часовой стрелке в правом нормальном и левом перевернутом штопорах и против часовой стрелки — в левом нормальном и правом перевернутом штопорах.

Осью штопора называется ось спирали, по которой движется центр тяжести самолета. Радиус штопора — это радиус горизонтальной проекции указанной спирали, т. е. радиус кривизны проекции траектории движения самолета на горизонтальную плоскость. Виток штопора — это участок режима, на протяжении которого проекция траектории центра тяжести самолета в штопоре на горизонтальную плоскость описывает полную окружность. Время витка штопора — это время, за которое самолет проходит виток штопора. Потеря высоты за виток штопора — это длина пути, проходимого за время витка штопора проекцией центра тяжести самолета на вертикаль. В некоторых случаях при анализе отдельных аспектов штопора оказывается допустимым пренебречь радиусом штопора — условно считать траекторию центра тяжести самолета совпадающей с осью штопора. Такой условный штопор, радиус которого равен нулю, называют схематическим штопором.

Классическим называется протекающий практически без колебаний самолета установившийся штопор, в котором центр тяжести самолета совершает равномерное винтовое движение по круговой цилиндрической поверхности с радиусом, равным радиусу штопора. Такое движение складывается из двух простых составляющих: поступательного (по вертикали) со скоростью $\vec{V} = \text{const}\left(\frac{d\vec{V}}{dt} \equiv 0\right)$ и окружного (в горизонтальных плоскостях) с угловой скоростью $\vec{\omega} = \text{const}\left(\frac{d\vec{\omega}}{dt} \equiv 0\right)$.

1. 1. 3. Сваливание

В зависимости от знака угла атаки самолета непосредственно перед началом сваливания различают нормальное и перевернутое сваливание.

Нормальное сваливание — это сваливание, возникающее при положительных околокритических углах атаки самолета.

Перевернутым называется сваливание, возникающее при отрицательных околокритических углах атаки самолета.

Рассматривая положение летчика относительно земли (вверх или вниз головой) непосредственно перед началом сваливания необходимо иметь в виду следующее. При сваливании с исходного режима прямолинейного горизонтального полета в самом начале нормального сваливания летчик находится в поло-

жении головой вверх (исходный режим — нормальный полет), а в самом начале перевернутого сваливания — головой вниз (исходный режим — перевернутый полет). В этом случае нормальное сваливание происходит с исходного режима нормального полета, перевернутое сваливание — с исходного режима перевернутого полета, т. е. сваливание происходит с одноименного режима полета.

В других случаях может иметь место обратная картина. Так, например, сваливание в результате перетягивания ручки (выхода на положительные околокритические углы атаки) в верхней точке петли Нестерова происходит при исходном положении летчика головой вниз, однако это в соответствии с принятой терминологией нормальное сваливание. Точнее — это нормальное сваливание с исходного режима перевернутого полета. В этом случае режим сваливания и исходный режим полета оказываются разноименными. Поэтому вопрос о том, является ли рассматриваемое сваливание нормальным или перевернутым, должен решаться только по знаку угла атаки самолета непосредственно перед сваливанием (безотносительно к положению летчика относительно земли в исходном режиме полета).

Начало сваливания самолета определяется в процессе возрастания угла атаки (по абсолютной величине) до околокритического — по появлению непроизвольного колебательного движения самолета (исключая легко парируемые летчиком колебания, вызываемые появлением сравнительно небольших местных зон отрыва потока на крыле), либо апериодического ухода по крену, рысканию или тангажу с угловой скоростью, достигающей по абсолютной величине примерно 0,1 1/с. Глубокое сваливание (английский термин — superstall) — это режим полета при полном отрыве потока практически со всего крыла, возникающий при выходе самолета в процессе сваливания на большие закритические углы атаки $\alpha_{зкр} \geqslant \alpha_{по}$ (без авторотации) и сопровождающийся весьма значительной или даже полной потерей управляемости самолета. Сравнительно продолжительный режим сваливания, протекающего с относительно большими угловыми скоростями вращения самолета (без авторотации) на углах атаки в диапазоне $\alpha_с \leqslant \alpha < \alpha_{по}$, называют иногда режимом послесрывного вращения самолета. Сваливание называется динамическим, если оно возникает на большой начальной скорости и, следовательно, при $n_{y0} \gg 1$, а вход в него происходит с большим темпом нарастания угла атаки ($|\dot{\alpha}| \gg 0$).

В зависимости от характера преобладающего движения самолета в начале режима (характера изменения углов тангажа и крена) различают следующие основные виды сваливания:

а) сваливание на нос, при котором преобладающим движением является опускание носа самолета (движение тангажа);

б) сваливание на крыло, при котором преобладающим движением является вращение крыла относительно продольной оси самолета (движение крена);

в) сваливание по спирали, при котором практически одновременно возникают кренение, опускание и поворот носа самолета (спиральное движение).

По направлению вращения самолета при сваливании на крыло и по спирали различают режимы сваливания влево и вправо. Сваливание влево или левое сваливание (в нормальном и перевернутом полете) — это сваливание, при котором возникает левое вращение самолета. При сваливании вправо или правом сваливании возникает правое вращение самолета. Аналогично определяются левое и правое аэроинерционное вращение самолета.

1.2. УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

Рычагами управления самолета называются ручка или штурвал системы продольного и поперечного управления и педали системы путевого управления. В дальнейшем для обозначения рычага системы продольного и поперечного управления самолета для краткости будем пользоваться только термином «ручка управления», имея в виду, что для самолетов со штурвальным управлением под этим термином следует понимать «штурвал управления». Также условно, применительно ко всем самолетам орган продольного управления будем называть рулем высоты, понимая под этим для самолетов с цельноповоротным горизонтальным оперением — цельноповоротный или, как его иногда называют, управляемый стабилизатор. Органы поперечного управления будем называть элеронами (понимая под этим любой орган поперечного управления, вводимый в действие поперечным отклонением ручки управления), а орган путевого управления — рулем направления (понимая под этим для самолетов с цельноповоротным вертикальным оперением — цельноповоротный или, как его иногда называют, управляемый киль).

Отклонение рычагов управления по штопору означает отклонение педалей в направлении вращения самолета (отклонение вперед педали, находящейся со стороны внутреннего крыла, т. е. со стороны вращения самолета), поперечное отклонение ручки управления в сторону вращения самолета и продольное отклонение ручки, направленное на увеличения угла атаки (по абсолютной величине). Под стороной вращения понимается та сторона самолета (левая или правая — соответственно левый или правый борт самолета), в направлении которой он вращается (влево или вправо). Внутреннее крыло или, точнее, внутреннее полукрыло — это крыло (полукрыло), находящееся со стороны вращения самолета. В левом штопоре внутренним называется левое крыло, в правом штопоре — правое.

Отклонение рычагов управления против штопора означает отклонение педалей против вращения самолета (педаль, находящаяся со стороны вращения самолета, уходит назад), поперечное отклонение ручки управления в сторону наружного крыла, т. е. в сторону, противоположную вращению, и продольное отклонение ручки управления в сторону уменьшения угла атаки (по абсолютной величине). Под стороной, противоположной вращению, понимается сторона самолета (левая или правая), противоположная той, в направлении которой он вращается: левая в правом штопоре и наоборот. Наружным крылом или, точнее, наружным полукрылом называется крыло (полукрыло), находящееся со стороны, противоположной вращению. В правом штопоре наружным называется левое полукрыло, в левом штопоре — правое.

Иными словами, отклонение рычагов управления по штопору (как в нормальном, так и в перевернутом штопоре) означает:

а) в правом штопоре: правая педаль отклоняется вперед, поперечное отклонение ручки управления производится в направлении к правому борту самолета, а продольное отклонение — в направлении на себя в нормальном и от себя в перевернутом штопоре;

б) в левом штопоре: левая педаль отклоняется вперед, поперечное отклонение ручки управления производится в направлении к левому борту самолета, а продольное ее отклонение также на себя в нормальном и от себя в перевернутом штопоре.

Отклонение рычагов управления против штопора (как в нормальном, так и в перевернутом штопоре) означает:

а) в правом штопоре: левая педаль отклоняется вперед, поперечное отклонение ручки управления производится к левому борту самолета, а продольное ее отклонение — от себя в нормальном штопоре, и на себя в перевернутом штопоре;

б) в левом штопоре: правая педаль отклоняется вперед, поперечное отклонение ручки управления производится к правому борту самолета, а продольное ее отклонение также от себя в нормальном и на себя в перевернутом штопоре.

Отклонения рулей (руля высоты и руля направления) как по штопору, так и против штопора, определяются по аналогии с отклонениями соответствующих рычагов управления. Так, например, отклонение руля высоты по штопору означает отклонение его вверх (ручка управления на себя) в нормальном и вниз (ручка управления от себя) в перевернутом штопоре. Отклонение руля направления по штопору означает отклонение его вправо (правая педаль вперед) в правом и влево (левая педаль вперед) в левом штопоре — как нормальном, так и перевернутом. Под отклонением руля высоты вверх понимается такое его отклонение, при котором задняя его кромка перемещается вверх по отношению к самолету (вдоль нормальной оси самолета в направлении от шасси к голове летчика) вне зависимости от поло-

жения самолета относительно земли. Отклонение руля высоты вниз означает отклонение его в обратном направлении. Аналогично именуются и отклонения элеронов. На рис. 1.3 приведена схема, наглядно иллюстрирующая положения рычагов и органов продольного и путевого управления самолета в правом перевернутом штопоре при отклонении рулей против штопора.

Указанная аналогия в наименованиях отклонений рычагов и органов поперечного управления справедлива только для нормального штопора. В перевернутом штопоре имеет место другая картина. Отклонение элеронов по штопору означает:

а) в правом штопоре: правый элерон отклонен вверх (ручка управления отклонена к правому борту самолета) в правом нормальном штопоре и вниз (ручка управления отклонена к левому борту) в правом перевернутом штопоре;

б) в левом штопоре наоборот: правый элерон отклонен вверх (ручка управления отклонена к правому борту самолета) в левом перевернутом штопоре и вниз (ручка управления отклонена к левому борту) в левом нормальном штопоре.

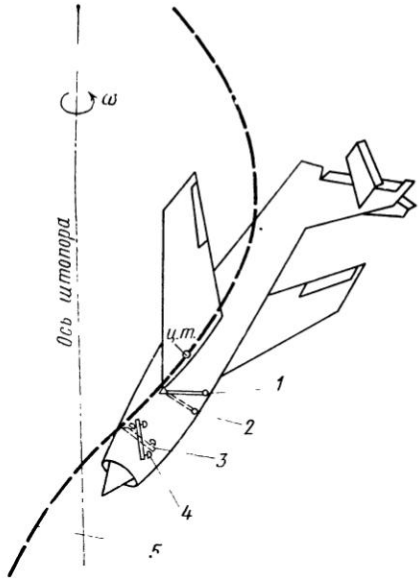


Рис 1.3. Схематическое представление отклонений рычагов и органов продольного и путевого управления против штопора в правом перевернутом штопоре:

1—ручка управления отклонена против штопора (на себя); *2*—ручка управления в нейтральном положении (пунктир); *3*—педали управления в нейтральном положении (пунктир), *4*—педали управления отклонены против штопора (левая педаль вперед), *5*—траектория движения самолета

Отклонение элеронов против штопора означает:

а) в правом штопоре: правый элерон отклонен вниз (ручка управления отклонена к левому борту) в правом нормальном штопоре и вверх (ручка управления отклонена к правому борту) в правом перевернутом штопоре;

б) в левом штопоре наоборот: правый элерон отклонен вниз (ручка управления отклонена к левому борту) в левом перевернутом штопоре и вверх (ручка управления отклонена к правому борту) в левом нормальном штопоре.

На рис. 1.4 приведены схемы, иллюстрирующие отклонения рычагов и органов поперечного управления самолета по штопору и против штопора в нормальном и перевернутом штопорах.

Запаздывание выхода самолета из штопора определяется по времени или в витках. Запаздыванием по времени или просто запаздыванием выхода из штопора называется выраженный в секундах временной интервал, отсчитываемый с момента окончания отклонения последнего рычага управления на вывод из штопора до момента прекращения авторотации самолета. Последним рычагом управления называется тот рычаг, отклонение которого при рассматриваемом методе вывода самолета из штопора производится в последнюю очередь. Последним рычагом управления оказывается обычно ручка управления рулем высоты (при про-

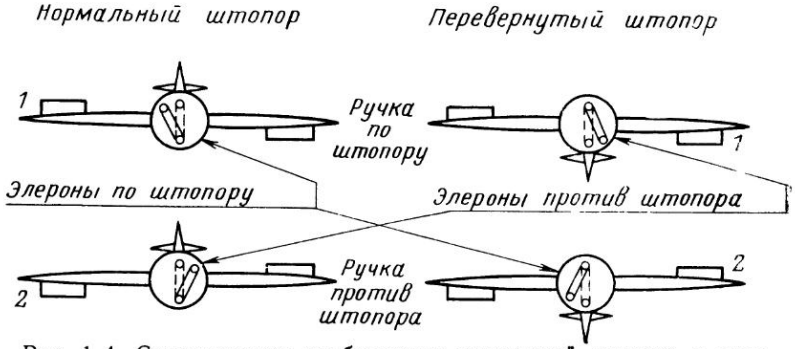


Рис. 1.4. Схематическое изображение отклонений рычагов и органов поперечного управления в правых нормальном и перевернутом штопорах (вид на самолет спереди):
1—правый элерон вверх; *2*—правый элерон вниз

дольном ее отклонении). Запаздыванием выхода самолета из штопора в витках называется количество витков штопора, сделанных самолетом после окончания отклонения последнего рычага управления на вывод из штопора до момента прекращения авторотации самолета. Потеря высоты на выводе самолета из штопора — это разность двух высот (перепад высот): высоты, на которой находился самолет в момент, когда летчик закончил отклонение последнего рычага управления на вывод из штопора, и высоты, на которой самолет был переведен в горизонтальный полет по окончании вывода его из штопора.

1.3. КИНЕМАТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Углом атаки самолета α называется угол между проекциями вектора скорости полета $\vec{V}$ и контрольной хорды крыла на плоскость симметрии самолета x_1Oy_1. В качестве контрольной хорды крыла обычно принимается его бортовая хорда. Углом атаки сечения крыла $\alpha_{сеч}$ называется угол между проекциями вектора скорости полета $\vec{V}$ и хорды этого сечения крыла на плоскость симметрии самолета. Рассматривая изменения угла атаки, необходимо иметь в виду, что эти изменения происхо-

дят от различия в углах поворота самолета и вектора скорости, причем самолет вращается моментами, а вектор скорости — силами.

Допустимым углом атаки $\alpha_{доп}$ называется наибольший разрешаемый в нормальной летной эксплуатации угол атаки самолета, выбираемый из условий обеспечения безопасности полета таким образом, чтобы при этом:

1) обеспечивались приемлемые характеристики управляемости и устойчивости самолета (сохранялась отрицательной производная линейного перемещения ручки управления по коэффициенту подъемной силы самолета $x_в^{C_y} = dx_в/dC_y$, не возникала неустойчивость самолета по перегрузке и т. п.);

2) обеспечивался запас от угла атаки сваливания (обычно не менее 3°);

3) не возникали вибрации (особенно автоколебания) и другие явления (немедленно не парируемые, например, самопроизвольные колебания самолета), угрожающие прочности конструкции или затрудняющие пилотирование;

4) не возникали нарушения работы силовой установки (например, признаки неустойчивой работы двигателей), функциональных систем и оборудования самолета, требующие немедленных действий летчика по восстановлению их нормальной работы либо немедленного уменьшения угла атаки;

5) обеспечивалась надежная сигнализация летчику о выходе на $\alpha_{доп}$, предупреждающая о приближении сваливания или других не допустимых на эксплуатационных режимах полета явлений, для предотвращения которых и выбирается соответствующая величина $\alpha_{доп}$.

Углом атаки тряски $\alpha_т$ называется угол атаки самолета, при котором начинается предупреждающая тряска. Угол атаки сваливания $\alpha_с$ — это угол атаки самолета, при котором начинается сваливание. Критическим $\alpha_{кр}$ называется угол атаки самолета, соответствующий экстремальному значению коэффициента подъемной силы самолета (рис. 1.5). Звездочкой на рис. 1.5 обозначены параметры полета при отрицательных углах атаки (в частности, параметры перевернутого полета). Закритическими $\alpha_{зкр}$ называются углы атаки самолета, превышающие по абсолютной величине $\alpha_{кр}$. Докритическими $\alpha_{дкр}$ называются углы атаки, по абсолютной величине меньше чем $\alpha_с$. Околокритическими $\alpha_{ок}$ называются углы атаки, определяемые неравенством $|\alpha_{доп}| < |\alpha_{ок}| < |\alpha_{кр}|$. Углом атаки полного отрыва потока $\alpha_{по}$ называется закритический угол атаки, при котором практически заканчивается развитие срыва потока с крыла (области срыва потока развились так, что поток оказывается сорванным практически со всей верхней поверхности крыла). Большие углы атаки — это диапазон углов атаки, в котором в той или иной мере проявляются особенности поведения и пилотирования самолета, обус-

ловленные возникновением и развитием срыва потока с крыла. Индексами, аналогичными принятым при определении углов атаки, обозначают и соответствующие значения коэффициента подъемной силы самолета (например, C_{yc} — коэффициент подъемной силы сваливания).

Существуют понятия «полет со скольжением» и «полет без скольжения» («координированный полет»). В полете без скольжения (координированном полете) вектор скорости полета лежит в плоскости симметрии самолета. В полете со скольжением вектор скорости полета пересекает плоскость симметрии самоле-

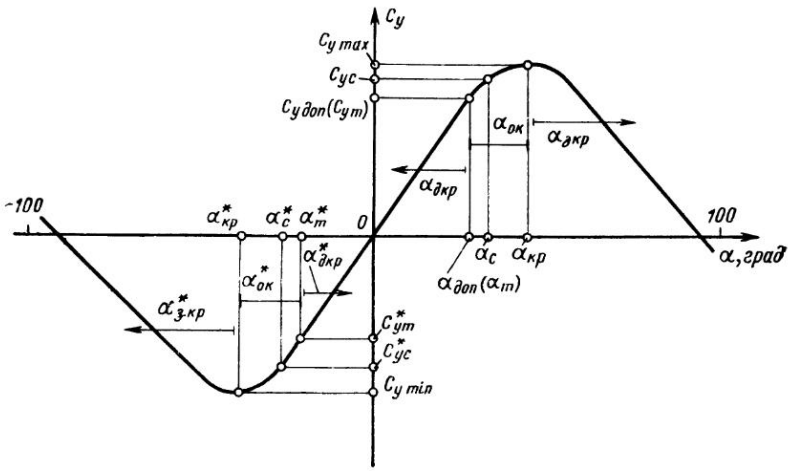


Рис. 1.5. Графическая зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки самолета

та. Различают внутреннее и наружное скольжение самолета в штопоре. Внутренним называется скольжение, при котором поток набегает на самолет со стороны внутреннего полукрыла (вперед выдвинуто внутреннее полукрыло). Наружным называется скольжение, при котором поток набегает на самолет со стороны наружного полукрыла (вперед выдвинуто наружное полукрыло). Углом скольжения самолета β называется угол между вектором скорости полета $\vec{V}$ и плоскостью симметрии самолета.

Углом тангажа самолета ϑ называется угол между продольной осью самолета Ox_1 и горизонтальной плоскостью. Углом крена самолета γ называется угол между плоскостью симметрии самолета x_1Oy_1 и вертикальной плоскостью, в которой находится продольная ось самолета Ox_1. Углом наклона траектории полета θ называется угол между вектором скорости полета $\vec{V}$ и горизонтальной плоскостью.

Таблица 1.1

Знаки отклонений рулей, элеронов и параметров движения самолета в штопоре

Штопор		Отклонение руля высоты		Отклонение руля направления		Отклонение элеронов		ω_x	ω_y	ω_z
		по штопору	против штопора	по штопору	против штопора	по штопору	против штопора			
Нормальный	левый	−	+	−	+	+	−	−	+	+
	правый	−	+	+	−	−	+	+	−	+
Перевернутый	левый	+	−	−	+	−	+	+	+	−
	правый	+	−	+	−	+	−	−	−	−

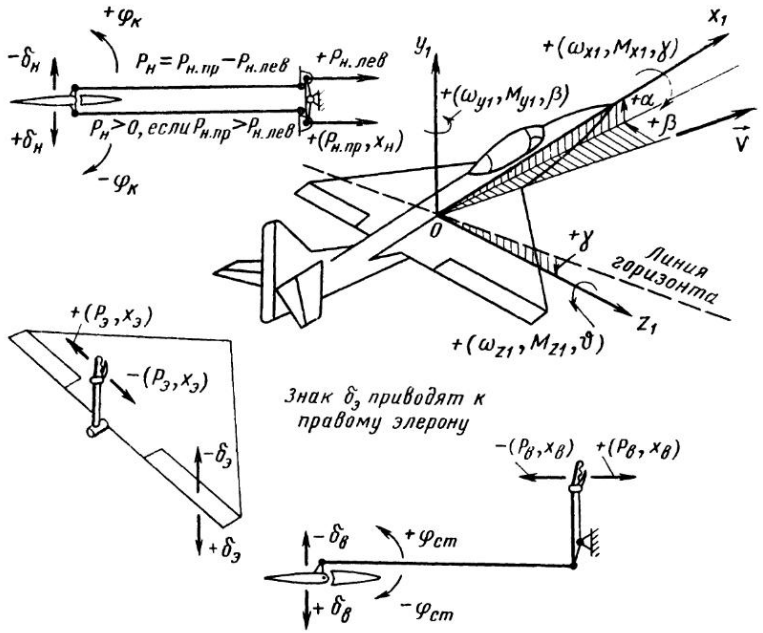


Рис. 1.6. Система связанных с самолетом осей координат и правило знаков

Знаки отклонений органов управления, угловых скоростей и нормальной перегрузки в штопоре, принятые в соответствии с общим правилом знаков (рис. 1.6), приведены в табл. 1.1.

1.4. НОМЕНКЛАТУРА СКОРОСТЕЙ

Минимально допустимая скорость $V_{доп}$ — это скорость установившегося прямолинейного горизонтального полета на режиме $C_{y\,доп}$. Скорость предупреждающей тряски $V_т$ — это скорость прямолинейного горизонтального полета, при которой возникают уверенно воспринимаемые летчиком естественные или искусственные признаки близости сваливания. Скорость сваливания $V_с$ — скорость полета при $n_y=1$ на режиме C_{yc}. Минимальная скорость V_{min} — скорость полета при $n_y=1$ на режиме $C_{y max}$. Скорость штопора $V_{шт}$ — скорость движения центра тяжести самолета в штопоре. Минимальная скорость сваливания $V_{с\,м}$ — скорость полета при $n_y=1$ на режиме $C_{yпо}$.

ГЛАВА 2

АВТОРОТАЦИЯ САМОЛЕТА

2.1. УСЛОВИЯ ВОЗНИКНОВЕНИЯ АВТОРОТАЦИИ

Возникновение авторотации является причиной появления штопора. При отсутствии скольжения авторотация самолета создается обычно в основном только крылом. На некоторых самолетах значительные моменты авторотации могут создаваться также хвостовым оперением и фюзеляжем самолета. В принципе при несимметричном обтекании практически любого тела может появляться момент авторотации, т. е. может возникать штопор (известны случаи штопора вертолетов, человека в свободном падении после покидания им самолета и т. д.).

Как показал В. С. Пышнов, авторотация возникает в том случае, когда в результате взаимодействия тела с воздушной средой вращение этого тела в одну сторону вызывает вращение воздушного потока в другую сторону так, что общий момент количества движения не изменяется. Парадоксальным является то, что вращающееся тело не увлекает воздушную среду за собой, а придает ей вращение в обратную сторону. Сущность этого парадокса пока еще не раскрыта. По-видимому, в основном указанный парадокс обусловлен влиянием сил трения.

2.1.1. Вращение относительно продольной оси самолета

Рассмотрим вначале физическую сущность авторотации крыла и условия, при которых она возникает. Для большей наглядности начнем с упрощенной схемы вращения крыла самолета под воздействием одних только нормальных сил при отсутствии скольжения.

Если под действием какого-либо кратковременного внешнего возмущения или отклонения элеронов возникает вращение самолета относительно его продольной оси Ox_1, то местные углы атаки всех сечений крыла оказываются разными и отличающимися от угла атаки корневого сечения крыла $\alpha_к$. Вращение относительно оси Ox_1 приводит к появлению у всех сечений крыла (кроме корневого) дополнительных скоростей U, пропорциональных угловой скорости вращения самолета ω_{x1} и удалению

данного сечения крыла от оси вращения z (рис. 2.1). Складывая векторы скоростей $\vec{U}$ с вектором скорости полета $\vec{V}_0$ для каждого сечения крыла, находим векторы суммарных скоростей $\vec{V}=\vec{V}_0+\vec{U}$, разные по величине и направлению. Угол между вектором скорости $\vec{V}$ и хордой является в данном случае углом атаки данного сечения крыла $\alpha_{сеч}$.

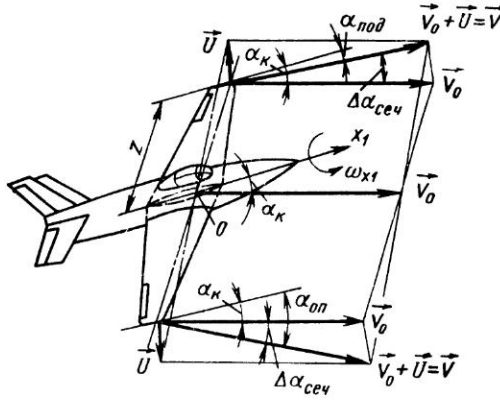


Рис. 2. 1. Схема изменения углов атаки сечений крыла при его вращении относительно оси ox_1 (кренение на правое крыло)

При таком вращении крыла углы атаки сечений $\alpha_{сеч}$ отличаются от $\alpha_к$ на величины $\Delta\alpha_{сеч}=\operatorname{arctg}\frac{U}{V}\approx\frac{\omega_{x1}z}{V_0}$. Углы атаки сечений опускающегося полукрыла ($\alpha_{оп}$) возрастают, а поднимающегося ($\alpha_{подн}$) — уменьшаются (см. рис. 2.1). Следствием изменения углов атаки является перераспределение аэродинамических сил по размаху крыла (нормальных и тангенциальных) и появление аэродинамических моментов крена M_{x1} и рыскания M_{y1} (рис. 2.2).

Рассмотрим три случая полета самолета без скольжения при различных значениях угла атаки $\alpha_к$: одном докритическом α_1 и двух закритических α_2 и α_3 (рис. 2.3). Угол α_2 меньше $\alpha_{по}$, соответствующего обычно минимальному значению коэффициента подъемной силы $C_{y\,сеч}$ в закритической области, а угол $\alpha_3>\alpha_{по}$. Таким образом, при α_1 имеет место безотрывное обтекание, при α_2 — развитый частичный отрыв потока, а при α_3 поток практически полностью сорван с верхней поверхности крыла. Для простоты рассуждений пренебрежем дополнительным изменением углов атаки из-за изменения распределения циркуляции скорости по размаху и связанного с этим изменения ин-

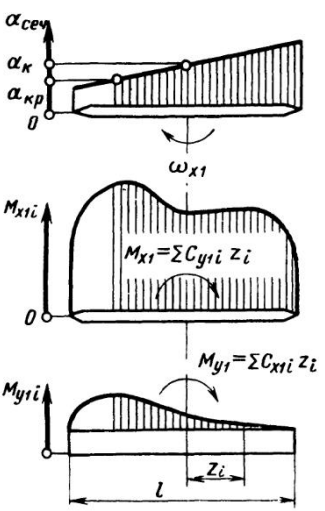


Рис. 2. 2. График распределения $\alpha_{сеч}$, M_{x1} и M_{y1} по размаху вращающегося крыла

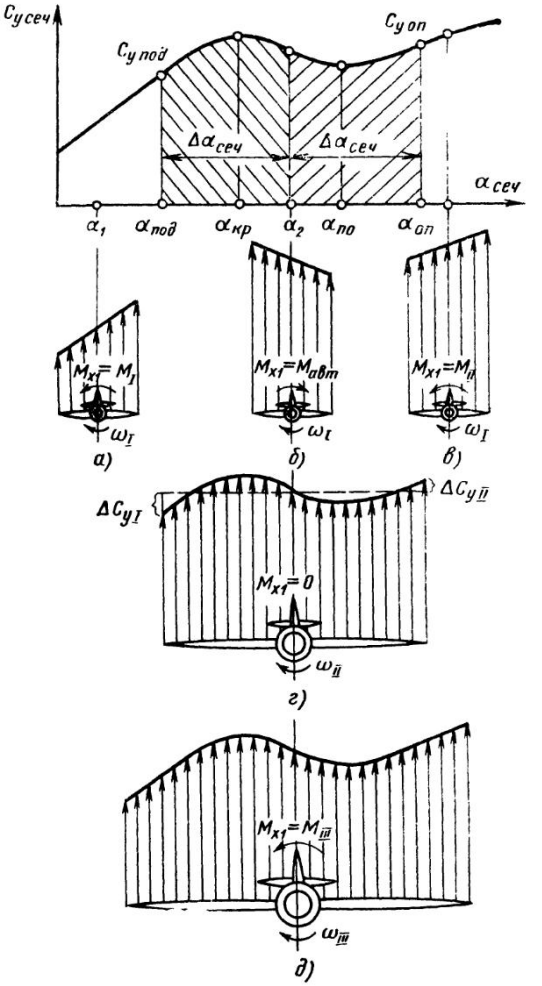


Рис. 2. 3. График распределения нормальных сил по размаху крыла при вращении самолета относительно его продольной оси:

а, в, д—демпфирование; *б*—неустановившаяся авторотация; *г*—установившаяся авторотация

дуктивных скоростей. Тогда измененным под влиянием вращения углам атаки сечений крыла будут соответствовать и измененные значения коэффициентов подъемной силы сечений $C_{y\,\text{сеч}}$, которые приближенно могут быть определены по зависимости $C_{y\,\text{сеч}}=f(\alpha_{\text{сеч}})$.

При докритических углах атаки (см. рис. 2.3, *а*) большему углу атаки соответствует большее значение $C_{y\text{сеч}}$. Поэтому на правое полукрыло будет действовать бо́льшая подъемная сила, чем на левое. Это приведет к возникновению аэродинамического момента M_{x1}, направленного в сторону, обратную направлению вращения — момента поперечного демпфирования крыла (демпфирования крена).

При $\alpha_{\text{к}}=\alpha_2$ в результате вызванного вращением самолета изменения углов атаки по размаху крыла могут возникать как момент крена, усиливающий вращение, так и демпфирующий поперечный момент. Может также случиться, что результирующий момент крена окажется равным нулю. Это зависит от величины развившейся угловой скорости крена. При относительно малом значении угловой скорости крена $\omega_{x1}=\omega_{\text{I}}$ возникают сравнительно небольшие изменения углов атаки по размаху крыла (вплоть до его концов), при которых крыло не выходит из области частичного отрыва потока. В этом случае возникает аэродинамический момент крена, усиливающий вращение самолета — момент авторотации $M_{x1}=M_{\text{авт}}$ (см. рис. 2.3, *б*). При появлении момента авторотации крыло не будет сопротивляться вращению, а наоборот, начнет вращаться относительно оси Ox_1 с возрастающей угловой скоростью. В этом случае достаточно небольшого (теоретически — бесконечно малого) начального импульса, направленного на вращение крыла относительно оси Ox_1, чтобы крыло начало вращаться с возрастающей угловой скоростью. Такой импульс может возникнуть при попадании части крыла в вертикальный порыв ветра, небольшом случайном отклонении элеронов и т. п.

Авторотирующий момент крыла может дополнительно возрастать при увеличении области отрыва потока на опускающемся полукрыле. Расширение области оторвавшегося потока, происходящее в результате увеличения углов атаки сечений опускающегося полукрыла при наличии ненулевой угловой скорости крена $\omega_{x1}\neq 0$, приводит к дополнительному уменьшению коэффициентов подъемной силы сечений этого полукрыла (рис. 2.4). Последнее обусловлено тем, что при дальнейшем увеличении угла атаки — до угла, большего чем критический, имеющиеся уже на крыле области отрыва потока продолжают разрастаться (рис. 2.5). А уменьшение углов атаки сечений поднимающегося полукрыла приводит к росту $C_{y\text{сеч}}$, так как при уменьшении углов атаки частично восстанавливается безотрывное обтекание на этом полукрыле.

Приведенное каким-либо случайным начальным импульсом во вращение крыло будет под действием момента авторотации увеличивать угловую скорость своего вращения до тех пор, пока не возникнет режим установившейся авторотации. Такой режим характерен тем, что вследствие возросшей угловой скорости вращения угол атаки концевого сечения поднимающегося полукрыла $\alpha_{подн}$ уменьшился на величину $\Delta\alpha_{сеч}$ и стал равен $\alpha_{подн}=\alpha_2-\Delta\alpha_{сеч}$. Угол атаки концевого сечения опускающегося полукрыла стал равен $\alpha_{оп}=\alpha_2+\Delta\alpha_{сеч}$. При этом $C_{y\,сеч}$

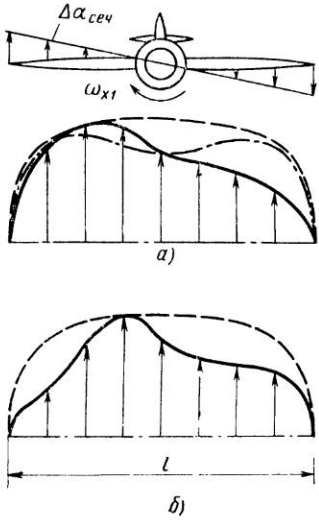


Рис. 2.4. Характер изменения $C_{y\,сеч}$ по размаху вращающегося крыла:

а—неустановившаяся авторотация (ускоренное вращение крыла); *б*—установившаяся авторотация ($\omega_{x1}=0$)

— — — $C_{y\,сеч\,max}$;
——— $C_{y\,сеч}(\omega_{x1}\neq 0)$;
—·—·— $C_{y\,сеч}(\omega_{x1}=0)$

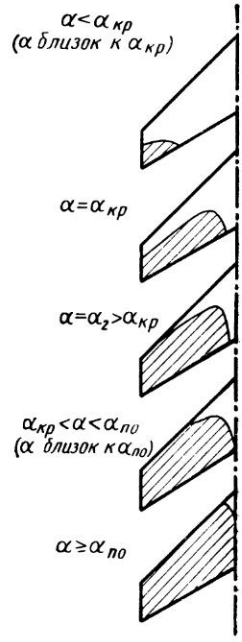


Рис. 2.5. Схема развития областей отрыва потока на крыле при увеличении угла атаки

концевого сечения поднимающегося полукрыла становится меньше $C_{y\,сеч}$ концевого сечения опускающегося полукрыла: $C_{y\,подн}<C_{y\,оп}$. Таким образом, концевые сечения крыла не только перестали ускорять его вращение, как это было на режиме неустановившейся авторотации (см. рис. 2.4, *а*), но даже начали тормозить это вращение (см. рис. 2.4, *б*). При этом средние сечения крыла, имея углы атаки $\alpha_{сеч}$, близкие к α_2, по-прежнему стремятся ускорить вращение. В итоге суммарный момент крена

M_{x1} оказывается равным нулю (см. рис. 2.3, *г*). Вращение крыла будет установившимся ($\omega_{x1}=\text{const}$). Аналогичным образом может создаваться и момент авторотации хвостового оперения.

Величина момента авторотации при углах атаки самолета в диапазоне $\alpha_{кр} \div \alpha_{по}$ в значительной степени определяется крутизной кривой $C_y=f(\alpha)$ на участке перехода к закритическим углам атаки. Чем больше и резче падение коэффициента подъемной силы при переходе через критический угол атаки, тем больше момент авторотации. По мере увеличения угловой скорости крена углы атаки сечений по размаху крыла будут изменяться в большей степени. Начиная с какого-то значения ω_{x1} диапазон их изменения превысит диапазон углов атаки области частичного отрыва потока с крыла—диапазон $\alpha_{кр} \div \alpha_{по}$. Соответственно с этим будут изменяться и нормальные аэродинамические силы, действующие на правое и левое полукрыло. При некотором значении угловой скорости крена $\omega_{x1}=\omega_{II}>\omega_I$ (см. рис. 2.3, *г*) результирующий момент крена оказывается равным нулю. С дальнейшим увеличением угловой скорости крена может появиться демпфирующий момент крена. Так, например, в рассматриваемом случае при $\omega_{x1}=\omega_{III}>\omega_{II}$ (см. рис. 2.3, *д*) возникает момент $M_{x1}=M_{III}$, демпфирующий кренение самолета.

Вращение самолета с угловой скоростью крена ω_{II}, соответствующей нулевому значению момента крена, является устойчивым: при увеличении угловой скорости возникает демпфирующий момент крена, а при ее уменьшении — авторотирующий момент, увеличивающий угловую скорость крена до ω_{II}. Следовательно, угловая скорость крена ω_{II} в рассматриваемых условиях будет скоростью установившейся авторотации (при угле атаки $\alpha_к=\alpha_2$ и отсутствии скольжения). В полете на углах атаки $\alpha_к$, соответствующих полному срыву потока с верхней поверхности крыла и заметно превышающих $\alpha_{по}$, при сравнительно небольших значениях угловой скорости крена ($\omega_{x1}=\omega_I$) авторотация вообще может не возникать (см. рис. 2.3, *в*). Если же угловая скорость достаточно велика, а угол атаки $\alpha_к=\alpha_3$ близок к $\alpha_{по}$, то в этом случае на конце поднимающегося полукрыла может появиться область безотрывного обтекания. В результате возникнет авторотация. Если результирующие подъемных сил правой и левой половин крыла создают одинаковые по величине моменты относительно оси Ox_1, то результирующий момент крена естественно оказывается равным нулю — возникает указанный выше режим установившейся авторотации (см. рис. 2.3, *г*).

При углах атаки $\alpha_к$, значительно бо́льших $\alpha_{по}$, усиливающие вращение моменты (моменты авторотации), как правило, не могут быть получены даже при очень больших угловых скоростях крена, если только отсутствует скольжение. При наличии скольжения авторотация может возникать и на этих углах атаки даже при сравнительно небольших угловых скоростях.

Из сказанного следует, что авторотация крыла может иметь место только на закритических углах атаки. При докритических углах атаки авторотация крыла ни возникнуть, ни продолжаться, возникнув ранее на закритических углах атаки, не может. Отсюда следует практически очень важный вывод: для прекращения действия авторотации надо перевести самолет на докритические углы атаки, при которых возникают демпфирующие моменты, как правило, весьма большие и поэтому практически мгновенно прекращающие вызванное авторотацией вращение самолета.

2. 1. 2. Общий случай вращения самолета

В действительности вращение самолета происходит не относительно продольной его оси Ox_1, а относительно некоторой пространственной оси $O\zeta$, лежащей между осью Ox_1 и направлением вектора скорости полета (рис. 2.6). В первый момент после создания кренящего момента M_{x1} (например, в результате отклонения элеронов) возникает вращение самолета

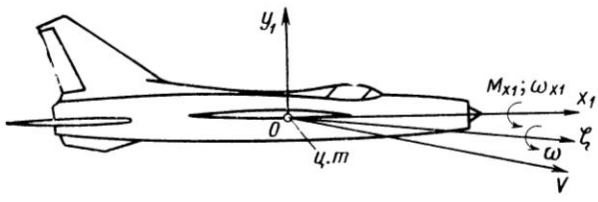


Рис. 2 6. Положение оси вращения самолета $O\zeta$ в полете после создания угловой скорости крена ω_{x1}

относительно его продольной оси Ox_1 с угловой скоростью ω_{x1}, которое сразу же переходит во вращение относительно оси $O\zeta$, не совпадающей ни с направлением продольной оси самолета, ни с направлением траектории (вектора скорости) полета. Это происходит потому, что изменения углов атаки и скольжения, вызываемые вращением самолета относительно оси, не совпадающей с направлением вектора скорости полета, сопровождаются появлением восстанавливающих (на устойчивом самолете) аэродинамических моментов, способствующих сохранению исходных значений указанных углов неизменными и соответственно отклоняющих продольную ось самолета от исходного ее положения.

Углы атаки и скольжения вращающегося самолета будут тем ближе к исходным своим значениям, чем устойчивей (в продольном и путевом отношении) самолет и чем меньше угловая скорость крена. Если последняя невелика, то устойчивый само-

лет будет вращаться относительно оси, весьма близкой к направлению вектора скорости полета. При большой угловой скорости крена картина изменится. Восстанавливающие аэродинамические моменты уже не успевают парировать возникающие при вращении самолета циклические изменения углов атаки и скольжения и самолет вращается относительно оси, близкой к его продольной оси (см. гл. 6). Кроме того, тормозящие (демпфирующие) и раскручивающие (авторотирующие) моменты создаются не только подъемными силами сечений крыла (силами, нормальными продольной оси самолета), но и проекциями полных аэродинамических сил каждого сечения крыла на плоскость, перпендикулярную оси вращения. При изменении углов атаки, вызванном вращением самолета, будут изменяться не только проекции результирующих аэродинамических сил на нормальные оси, но и тангенциальные проекции (на направления хорд правой и левой половин крыла). Это и обусловливает появление при вращении самолета, кроме момента крена, еще и момента рыскания.

Появление момента авторотации рыскания при вращении самолета относительно его продольной оси упрощенно (для наглядности) может быть пояснено изменением тангенциальных сил X_1 на правом и левом полукрыле. На рис. 2.7 показан пример изменения коэффициента тангенциальной силы C_{x1} по углу атаки для самолета со стреловидным крылом. В рассматриваемом случае тангенциальная аэродинамическая сила на опускающемся полукрыле (ее коэффициент $C_{x\text{оп}}$) по абсолютной величине превышает тангенциальную силу поднимающегося полукрыла ($C_{x\text{ подн}}$). Обусловлено это тем обстоятельством, что на опускающемся полукрыле происходит значительно более интенсивный отрыв потока (углы атаки концевых сечений поднимающегося полукрыла вообще оказываются докритическими). Такие тангенциальные силы создают суммарный момент рыскания M_{y1}, направленный в сторону опускающегося полукрыла. Этот момент создает наружное скольжение и способствует уменьшению эффективного угла стреловидности поднимающегося полукрыла, что может повышать его несущие свойства, т. е. еще дополнительно усиливать авторотацию.

В штопоре, помимо момента авторотации, вращающего самолет относительно его продольной оси (момента авторотации крена), всегда существует еще и момент авторотации, вращающий самолет относительно его нормальной оси (момент авторотации рыскания). Наличие авторотирующих моментов крена и рыскания и приводит к появлению спиралеобразного движения самолета в штопоре.

Для авторотации очень важно протекание аэродинамических сил (коэффициентов) в связанных осях: падение C_{y1} при отрыве потока и изменение C_{x1}.

У вогнутых профилей большой кривизны изменение C_{x1} оказывается меньшим, чем у симметричных и близких к ним профилей.

Величина аэродинамического момента авторотации, а следовательно, и интенсивность вращения самолета в штопоре, в пер-

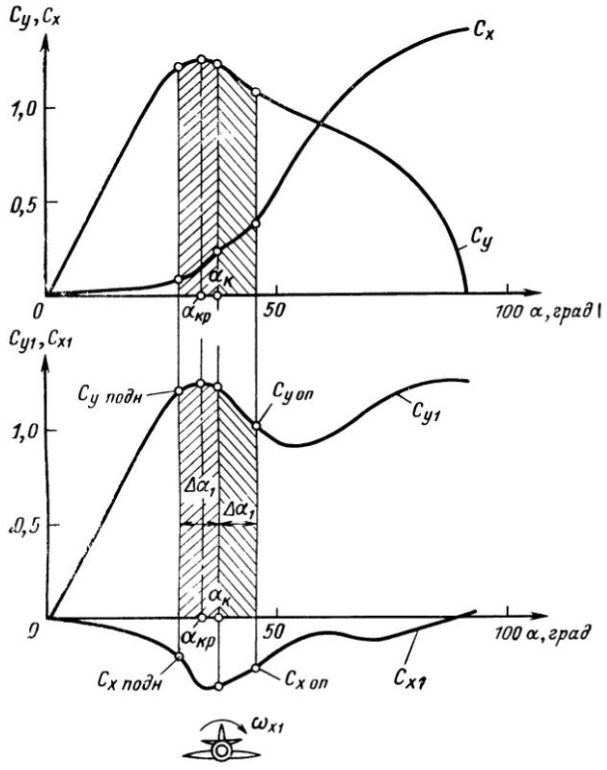


Рис. 2.7. График зависимостей $C_x = f_1(\alpha)$, $C_y = f_2(\alpha)$, $C_{x1} = f_3(\alpha)$ и $C_{y1} = f_4(\alpha)$ самолета со стреловидным крылом

вую очередь зависят от характера протекания кривой $C_{y1} = f(\alpha)$ и наличия скольжения. Ввиду того, что явление авторотации связано с возникновением и развитием областей отрыва потока на крыле, на характеристики авторотации могут оказывать весьма значительное влияние такие факторы, как изменение положения органов механизации крыла, наличие наружных подвесок под крылом, шероховатость его поверхности, упругие деформации конструкции, а также параметры полета (числа Re, M и т. п.). Из практики известно, что иногда даже весьма небольшое изменение угла отклонения закрылков может приводить к очень существенным изменениям характеристик авторотации.

Как уже отмечалось, авторотация может возникать только на закритических углах атаки. Однако сама величина критического угла атаки (начала диапазона закритических углов атаки) может заметно изменяться в зависимости от ряда факторов: конфигурации самолета, параметров исходного режима полета (угла скольжения, угловой скорости крена, чисел Re, M и др.) и эксплуатационных условий (например, обледенение крыла может весьма сильно влиять на величину $\alpha_{кр}$, см. гл. 5).

Возникновение авторотации обусловливает переход самолета из сваливания в штопор. Летчик ощущает это (окончание режима сваливания и начало штопора) по возникновению вращения самолета сразу относительно всех трех его осей с угловыми скоростями и (или) ускорениями (хотя бы мгновенными их значениями), обычно заметно превышающими угловые скорости и ускорения в режиме сваливания.

2.2. ДИАГРАММЫ АВТОРОТАЦИИ

Рассмотрим вращение самолета относительно оси $O\zeta$ (см. рис. 2.6) с угловой скоростью ω и без скольжения. Зная аэродинамические характеристики самолета (приближенно определяемые при испытаниях модели в аэродинамической трубе), можно для различных углов атаки при известных скорости и высоте полета определить величины аэродинамических моментов крена и рыскания (авторотирующих или демпфирующих), возникающих при вращении самолета. Проектируя эти моменты на ось $O\zeta$, получаем результирующий аэродинамический момент M_a относительно этой оси.

Вначале для простоты рассуждений предположим, что аэродинамический момент M_a создается только крылом, т. е. в первом приближении влиянием горизонтального оперения и фюзеляжа на этот момент пренебрежем. В этом случае авторотация крыла будет определять авторотацию самолета в целом. Пример зависимости момента M_a от безразмерной угловой скорости вращения самолета $\bar{\omega}=\omega l/2V$ для четырех углов атаки показан на рис. 2.8. Выше оси абсцисс нанесены положительные значения M_a (моменты авторотации), а ниже — отрицательные, т. е. демпфирующие моменты. Из графика видно, что при докритических углах атаки появляется демпфирующий момент, пропорциональный $\bar{\omega}$. Начавшееся при таких углах атаки вращение самолета будет затухающим — оно прекратится через некоторое время по окончании действия возмущения, вызвавшего начальное вращение самолета.

На критическом и сравнительно малых закритических углах атаки при возникновении относительно небольшой угловой скорости появляется положительный момент, усиливающий вращение самолета (момент авторотации $M_{авт}$). Угловая скорость с

течением времени будет возрастать (вращение будет неустановившимся). Вначале момент авторотации будет возрастать с увеличением $\bar{\omega}$, а затем начнет уменьшаться. Такое изменение $M_{авт}$ может быть объяснено с помощью зависимости $C_{y1}=f(\alpha)$, приведенной на рис. 2.7. Из графика видно, что при увеличении дополнительного угла атаки $\Delta\alpha=\omega z/V$, возникающего при вращении самолета, разность нормальных сил на правой и левой половинах крыла вначале будет возрастать. Затем она начнет уменьшаться и при некоторой величине $\Delta\alpha$, большей $\Delta\alpha_1$, ста-

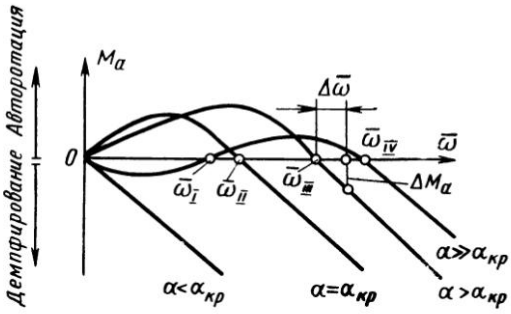


Рис. 2.8. График зависимости результирующего аэродинамического момента от безразмерной угловой скорости и угла атаки

нет равной нулю. В это время результирующий аэродинамический момент двух одноименных (одинаково удаленных от продольной оси) элементарных сечений правой и левой половин крыла окажется равным нулю. При дальнейшем увеличении $\bar{\omega}$ момент изменит свой знак. Очевидно, что и для самолета в целом можно найти такую величину $\bar{\omega}$, при которой момент M_a будет равен нулю. При бо́льших угловых скоростях момент M_a становится отрицательным (демпфирующим). При установившемся вращении $M_a=0$. Следовательно, режимам установившейся авторотации самолета соответствуют на рис. 2.8 точки на оси абсцисс при значениях угловых скоростей $\bar{\omega}_i$, где $i=$ I, II, III, IV. Рассмотрим на рис. 2.8 какую-либо кривую, пересекающую ось абсцисс в двух точках: при $\bar{\omega}=0$ и при некотором значении $\bar{\omega}\neq0$ (например, при $\bar{\omega}=\bar{\omega}_{III}$ в случае кривой для $\alpha>\alpha_{кр}$). Первая точка пересечения, совпадающая с началом координат, представляет собой точку неустойчивого равновесия. Она характеризует предельный случай авторотации самолета с угловой скоростью $\bar{\omega}=0$. Вторая точка пересечения (при $\bar{\omega}_{III}$) — устойчивый режим установившейся авторотации самолета. Докажем это.

Если самолет, находящийся в режиме авторотации с угловой скоростью $\bar{\omega}_{III}$, подвергнется какому-либо кратковременному внешнему возмущению, увеличивающему угловую скорость на величину $\Delta\bar{\omega}$, то это приведет к появлению демпфирующего момента ΔM_a. Под действием этого момента через некоторое время самолет вернется к исходному режиму установившегося вращения (авторотации) с угловой скоростью $\bar{\omega}_{III}$. Точно также легко показать, что если по какой-либо причине угловая скорость уменьшилась, то возникнет раскручивающий момент, стремящийся увеличить скорость вращения, в результате чего самолет через некоторое время также вернется к исходному режиму авторотации. Таким образом, при случайных отклонениях от режима установившейся авторотации с угловой скоростью $\bar{\omega}_{III}$ самолет возвращается к исходному режиму, который, следовательно, является режимом устойчивой авторотации. Аналогичные режимы имеют место при $\bar{\omega}_{II}$ для $\alpha=\alpha_{кр}$ и $\bar{\omega}_{IV}$ для $\alpha\gg\alpha_{кр}$.

Из рис. 2.8 видно, что при $\alpha\gg\alpha_{кр}$ возможны два режима установившегося вращения самолета: при $\bar{\omega}_I$ и $\bar{\omega}_{IV}$. Легко показать, что при $\bar{\omega}_I$ будет иметь место режим неустойчивого, а при $\bar{\omega}_{IV}$ — устойчивого установившегося вращения самолета.

Рассуждая аналогично тому, как это было сделано выше, можно убедиться, что при любом, даже самом незначительном отклонении угловой скорости от начального ее значения, равного $\bar{\omega}_I$, появится момент, продолжающий изменять угловую скорость. Под действием этого момента нарушается исходный режим вращения самолета. При любом случайном уменьшении $\bar{\omega}$ вращение самолета начнет тормозиться — до полного его прекращения. При случайном увеличении $\bar{\omega}$ вращение будет усиливаться, пока самолет не выйдет на режим устойчивой авторотации ($\bar{\omega}=\bar{\omega}_{IV}$).

Очевидно, что режиму устойчивой авторотации соответствуют отрицательные значения производной аэродинамического момента по угловой скорости вращения самолета, т. е. $dM_a/d\bar{\omega}<0$. Если на данном угле атаки самолет имеет два режима установившейся авторотации, то при этом всегда меньшая угловая скорость вращения соответствует неустойчивому, а бо́льшая — устойчивому режиму вращения (авторотации).

Из рис. 2.8 также видно, что при $\alpha\gg\alpha_{кр}$ и сравнительно малых угловых скоростях ($\bar{\omega}<\bar{\omega}_I$) возникают демпфирующие моменты, т. е. на больших закритических углах атаки авторотация может возникать только при начальной угловой скорости $\bar{\omega}$, превышающей $\bar{\omega}_I$, но не более чем $\bar{\omega}_{IV}$. Таким образом, при $\alpha\gg\alpha_{кр}$ на малых угловых скоростях возникают обычно сравнительно небольшие по абсолютной величине демпфирующие мо-

менты, затем с увеличением скорости вращения (в области угловых скоростей $\bar{\omega}_I < \bar{\omega} < \bar{\omega}_{IV}$) появляются моменты авторотации, а при превышении $\bar{\omega}_{IV}$ вновь появляются демпфирующие моменты.

Следовательно, авторотация самолета при больших закритических углах атаки может возникнуть только при достижении определенной начальной величины угловой скорости, ниже которой самолет не может попасть на режим авторотации. Это явление называется скрытой или латентной авторотацией (авторотация скрыта, т. е. не проявляется до возникновения определенной угловой скорости вращения самолета). Наличие и характер скрытой авторотации зависят от аэродинамических характеристик самолета при закритических углах атаки, в значительной степени определяемых характеристиками профилей крыла и его формой в плане.

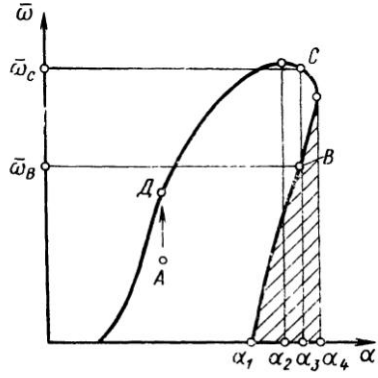


Рис. 2.9. Диаграмма авторотации самолета

Определив по графику типа приведенного на рис. 2.8 значения угловой скорости установившейся авторотации самолета при различных углах атаки, можно построить диаграмму авторотации самолета, показанную на рис. 2.9. Характеристика или кривая установившейся авторотации — кривая $\bar{\omega} = f(\alpha)$ — представляет собой геометрическое место точек, отображающих режимы установившейся авторотации при различных углах атаки. Точки, расположенные внутри области, ограниченной кривой $\bar{\omega} = f(\alpha)$ и осью абсцисс, соответствуют режимам неустановившейся авторотации (область неустановившейся авторотации). Вне кривой $\bar{\omega} = f(\alpha)$ авторотации не существует (при вращении самолета возникает аэродинамическое демпфирование).

Если, например, режим авторотации изображается на диаграмме авторотаций фигуративной точкой A (см. рис. 2.9), и если летчик не вмешивается в управление, то через некоторое время он обязательно перейдет в другой режим авторотации. Это будет режим, соответствующий фигуративной точке, находящейся на кривой установившейся авторотации — например, режим, изображаемый на диаграмме фигуративной точкой D (если угол атаки останется неизменным).

Из диаграммы авторотации видно, что углы атаки, соответствующие левой части кривой установившейся авторотации ($\alpha \leqslant \alpha_2$), имеют единственно возможные угловые скорости уста-

новившейся авторотации самолета. Правая часть кривой представляет углы атаки $\alpha_2<\alpha<\alpha_4$, каждому из которых соответствуют две возможные скорости установившейся авторотации. Очевидно, что единственным решениям на диаграмме соответствуют режимы устойчивой установившейся авторотации $\left(M_a=0,\ \frac{dM_a}{d\bar{\omega}}<0\right)$. В случае двух решений бóльшей угловой скорости при данном угле атаки соответствуют также режимы устойчивой установившейся авторотации, а меньшей — режимы неустойчивой установившейся авторотации $\left(M_a=0,\ \frac{dM_a}{d\bar{\omega}}>0\right)$.

Выше было показано (см. рис. 2.8), что режимы неустойчивой установившейся авторотации возникают при наличии скрытой авторотации.

Заштрихованная на диаграмме область называется областью скрытой авторотации (в отличие от области явной авторотации, имеющей место при углах атаки $\alpha\leqslant\alpha_1$). Из рис. 2.9 видно, что, например, при угле атаки α_3 могут иметь место два режима установившейся авторотации, соответствующие фигуративным точкам C и B (при безразмерных угловых скоростях $\bar{\omega}_C$ и $\bar{\omega}_B$). При $\bar{\omega}_C$ будет иметь место устойчивое вращение самолета, а при $\bar{\omega}_B$ — неустойчивое. Угловая скорость $\bar{\omega}_B$ является минимально необходимой скоростью для возникновения авторотации при угле атаки α_3.

Для выяснения физической сущности безразмерной угловой скорости $\bar{\omega}$ рассмотрим вращение самолета с угловой скоростью ω в схематическом штопоре без скольжения. В рассматриваемом случае изменения углов атаки концевых сечений крыла $\Delta\alpha_{конц}$ по абсолютной величине определяются отношением окружной скорости концов крыла $\left(V_{окр}=\omega\frac{l}{2}\right)$ к скорости полета V:

$$\operatorname{tg}\Delta\alpha_{конц}=\frac{V_{окр}}{V}=\frac{\omega l}{2V}=\bar{\omega},$$

т. е. величина $\bar{\omega}$ по существу представляет собой относительную окружную скорость концов крыла, а

$$\Delta\alpha_{конц}=\operatorname{arctg}\bar{\omega}.$$

2.3. ВЛИЯНИЕ СКОЛЬЖЕНИЯ

В большинстве случаев самолет движется в штопоре со скольжением. Скольжение оказывает очень большое влияние на развитие областей отрыва потока с крыла, в значительной степени определяющих характеристики авторотации. При появлении скольжения характер обтекания самолета значитель-

но изменяется: уменьшается подъемная сила, возрастает лобовое сопротивление, перемещается по размаху точка приложения этих сил, что приводит к появлению дополнительных кренящих и заворачивающих моментов. Авторотация крыла в основном зависит от характера отрыва потока с крыла, что, в свою очередь, существенно зависит от скольжения.

В полете со скольжением происходит перетекание пограничного слоя и перемещение места зарождения отрыва потока в сторону отстающего полукрыла, на котором отрыв потока наступает раньше. Это сопровождается перераспределением аэродинамической нагрузки вдоль размаха крыла, способствующим более раннему возникновению штопора. Из-за смещения зоны отрыва потока в сторону отстающего полукрыла при скольжении у устойчивого в поперечном отношении самолета создается дополнительный кренящий момент. Этот момент при наружном скольжении увеличивает, а при внутреннем скольжении уменьшает угловую скорость вращения самолета (угловую скорость крена).

Рассмотрим вначале только кинематическое влияние скольжения на момент авторотации $M_{авт}$. В вертикальном штопоре направление вектора момента авторотации самолета $\vec{M}_{авт}$ можно считать практически (а иногда даже и точно) совпадающим с направлением вектора скорости полета $\vec{V}$, т. е. с направлением скоростной оси Ox. Предположим теперь, что авторотирующий самолет имеет некоторый угол скольжения β. При этом вектор аэродинамического момента тангажа $\vec{M}_{z1}$ даст проекцию на скоростную ось Ox, равную $M_{z1}\sin\beta$ (рис. 2.10). При правом вращении самолета $\omega>0$ и $M_{авт}>0$. Если и $\beta>0$ (правое скольжение), то суммарный аэродинамический момент

$$\vec{M}_x=\vec{M}_{авт}+\vec{M}_{z1}\sin\beta$$

будет меньше момента, имевшего место при нулевом скольжении, так как обычно $M_{z1}<0$. Наоборот, при правом вращении самолета и $\beta<0$ (левое скольжение) суммарный момент $\vec{M}_x$ будет больше момента, который имел место при отсутствии скольжения.

Кроме того, даже при $M_{z1}=0$ вследствие изменения условий обтекания самолета при наличии скольжения, при правом вращении и $\beta>0$ момент M_x уменьшается, а при $\beta<0$ увеличивается. В результате при правом вращении самолета правое скольжение уменьшает момент авторотации самолета, а левое скольжение увеличивает его. Соответственно изменяются и угловые скорости вращения самолета, что видно из диаграммы авторотации, приведенной на рис. 2.11. Следовательно, на режиме авторотации при одном и том же угле атаки наружное скольжение

увеличивает угловую скорость вращения самолета, а внутреннее скольжение уменьшает ее.

Из рис. 2.11 видно, что при наружном скольжении область или, как ее называют, петля авторотации значительно расширяется, а при внутреннем — уменьшается. Нетрудно убедиться, что при левом вращении самолета левое скольжение сужает

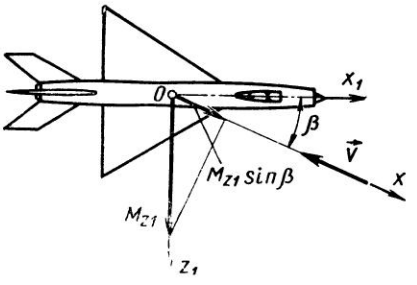


Рис. 2. 10. Схематическое изображение проекции вектора момента тангажа на ось *ox*

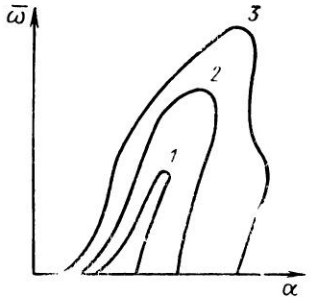


Рис. 2. 11. Зависимость кривых авторотаций от скольжения:

1—внутреннее скольжение, $\beta>0$; *2*—скольжения нет, $\beta=0$; *3*—наружное скольжение, $\beta<0$

область авторотации, а правое — расширяет ее. Следовательно, меняя в штопоре скольжение, можно значительно увеличивать или уменьшать угловую скорость вращения самолета. Это свойство крыла широко используется при выводе самолета из штопора, а также при преднамеренном вводе его в штопор. Существенное влияние на характеристики авторотации самолета при скольжении могут оказывать аэродинамические силы, действующие на горизонтальное и вертикальное оперение. Поэтому, в частности, для вывода самолета из штопора следует по возможности так устанавливать руль направления и руль высоты, чтобы это максимально способствовало уменьшению наружного и созданию внутреннего скольжения.

Скольжение является мощным средством изменения характеристик авторотации. Особенно большое влияние скольжение оказывает на характеристики авторотации современных самолетов со стреловидными и треугольными крыльями.

2.4. АВТОРОТАЦИЯ СТРЕЛОВИДНОГО И ТРЕУГОЛЬНОГО КРЫЛА

Форма крыла в плане обычно оказывает значительно большее влияние на характеристики авторотации (на характер распределения нормальных составляющих аэродинамических сил по размаху крыла), чем профиль крыла. Кривые авто-

ротации самолетов старой конструкции (самолетов с прямым крылом) сравнительно мало различались между собой, так как у этих самолетов формы крыла в плане в принципе были схожи между собой.

Современные самолеты со стреловидными и треугольными крыльями отличает существенное различие в характеристиках крыльев. Это касается углов стреловидности, форм передней и задней кромок, удлинения, сужения крыла и т. п. Поэтому и характеристики авторотации этих самолетов могут значительно различаться между собой. Стреловидность существенно изменяет характеристики авторотации крыла.

Рассмотрим особенности авторотации стреловидного (треугольного) крыла, отличающегося от прямого своими аэродинамическими характеристиками как при отсутствии, так и при наличии скольжения. Авторотация стреловидного (как и треугольного) крыла, а следовательно, и авторотация самолета со стреловидным (треугольным) крылом, имеет одну существенную особенность: на сравнительно небольших закритических углах атаки при малом скольжении угловая скорость авторотации такого крыла может периодически изменяться настолько значительно, что при этом будет изменяться даже направление вращения самолета. При некоторых значениях закритических углов атаки авторотация может вообще исчезать или возникать только при скольжении (хотя бы небольшом).

Стреловидные крылья сравнительно большого удлинения и с большими углами стреловидности часто имеют две области авторотации (в двух диапазонах закритических углов атаки). Развитие авторотации у стреловидных крыльев происходит обычно медленнее, чем у прямых крыльев. Благодаря этому летчик имеет больше времени для распознавания такого режима и принятия мер по его парированию. Сравнительно слабое, вялое развитие авторотации у стреловидного крыла объясняется более плавным протеканием кривой $C_{y1}=f(\alpha)$ в области закритических углов атаки, имеющей пологий, нечетко выраженный (размытый) максимум и пологий наклон при переходе и закритическим углам атаки (рис. 2.12).

Если исходная угловая скорость вращения самолета невелика (величины $\Delta\alpha_{\text{сеч}}$ невелики), значения C_{y1} поднимающейся ($C_{y\,\text{подн}}$) и опускающейся ($C_{y\,\text{оп}}$) половин крыла близки (см. рис. 2.7). В результате авторотация оказывается малоинтенсивной, а иногда вообще не возникает (значения $C_{y\,\text{подн}}$ и $C_{y\,\text{оп}}$ совпадают).

Однако при возникновении скольжения картина резко меняется. Скольжение приводит к тому, что эффективное удлинение правой и левой половин стреловидного крыла (а следовательно, и их несущие свойства) оказываются различными. Эффективное удлинение выдвинутого вперед полукрыла оказывается большим, чем отстающего. С увеличением угла скольжения эф-

фективное удлинение отстающего полукрыла уменьшается и при достаточно большом скольжении это полукрыло становится как бы крылом малого удлинения. Перепад величин $C_{y\,\text{подн}}$ и $C_{y\,\text{оп}}$ изменяется (в зависимости от изменения величин α и ω этот перепад может возрастать либо убывать). Кроме того, при появлении скольжения изменяется еще и эффективная стреловидность правой и левой половин крыла, характер перетекания пограничного слоя на правой и левой его половинах и т. п. Все это приводит к еще большей неравномерности протекания характеристик авторотации стреловидного крыла при скольжении. Аналогичная (зачастую еще и более сложная) картина протекания характеристик авторотации в зависимости от совместного влияния углов α и β имеет место и у треугольного крыла.

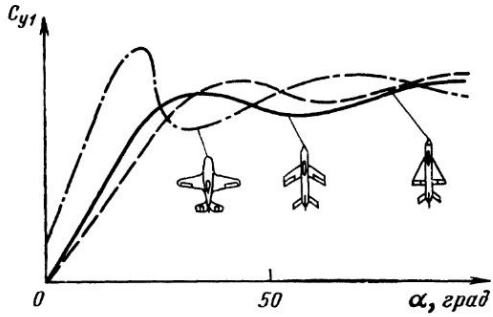


Рис. 2.12. Зависимости $C_{y1}=f(\alpha)$ у самолетов с прямым, стреловидным и треугольным крылом

Из рис. 2.12 видно, что при увеличении угла атаки в закритической области C_{y1} стреловидного крыла после развития практически полного отрыва потока может непрерывно возрастать по углу атаки. C_{y1} прямого крыла в этой области углов атаки вначале растет, а затем заметно снижается. У треугольного крыла может иметь место некоторое снижение C_{y1} с увеличением угла атаки в области полного отрыва потока, начинающееся лишь на очень больших углах атаки. Отсутствие снижения C_{y1} с увеличением α в области полного отрыва потока практически исключает возможность появления авторотации у таких крыльев при отсутствии скольжения. У стреловидных и треугольных (особенно тонких треугольных) крыльев характерным является сравнительно малое изменение C_{x1} в области около- и закритических углов атаки.

Самолеты с крыльями большой стреловидности (как стреловидными, так и треугольными) сравнительно малого удлинения могут авторотировать с очень большими угловыми скоростями и на весьма больших закритических углах атаки.

На рис. 2.13 для сравнения приведены экспериментальные (полученные при испытаниях в аэродинамической трубе) диаграммы авторотации двух самолетов: с прямым ($\chi=0$) и стреловидным ($\chi=45°$) крылом. Из графика, в частности, видно, что у самолета со стреловидным крылом безразмерная угловая скорость авторотации при сравнительно малом угле скольжения в

определенном диапазоне углов атаки меняет своей знак, а при отсутствии скольжения в сравнительно большом диапазоне закритических углов атаки авторотация вообще не возникает. При скольжении авторотация стреловидного крыла начинается значительно раньше, чем у прямого крыла. Такой сложный характер обтекания стреловидного крыла объясняется совместным влиянием углов α и β на положение областей отрыва потока с

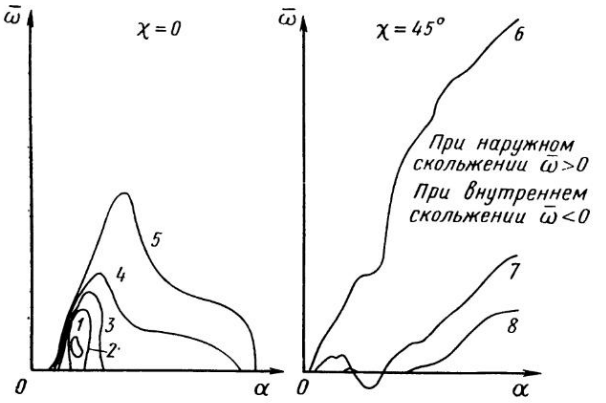


Рис. 2. 13. Диаграммы авторотации самолетов с прямым и стреловидным крылом:

1—внутреннее скольжение, $|\beta|=10°$; *2*—внутреннее скольжение, $|\beta|=5°$; *3*—скольжения нет, $\beta=0$; *4*—наружное скольжение, $|\beta|=5°$; *5*—наружное скольжение, $|\beta|=30°$; *6*—$|\beta|=30°$; *7*—$|\beta|=5°$; *8*—скольжения нет, $\beta=0$

верхней поверхности крыла. Изменения направления авторотации стреловидного крыла при некоторых сочетаниях углов атаки и скольжения обусловлены особенностями распространения областей отрыва потока по такому крылу.

На рис. 2.14 схематически показано распространение областей отрыва потока по стреловидному и прямому крыльям с увеличением угла атаки при скольжении.

У стреловидного крыла при скольжении область отрыва потока зарождается на конце отстающего полукрыла ($\alpha<\alpha_{кр}$, см. рис. 2.14). С дальнейшим увеличением угла атаки область отрыва потока появляется и на выдвинутом вперед полукрыле ($\alpha\geqslant\alpha_{кр}$). С увеличением угла атаки до $\alpha>\alpha_{кр}$ она значительно расширяется, охватывая все опережающее полукрыло, при этом на отклоненном назад полукрыле сохраняется еще некоторая область безотрывного обтекания. В результате происходит изменение направления вращения крыла. Далее ($\alpha\gg\alpha_{кр}$) поток полностью отрывается и направление вращения крыла снова

изменяется, что объясняется несимметричным расположением крыла относительно вектора скорости набегающего потока.

Для сравнения на рис. 2.14 показана схема распространения области отрыва потока по размаху прямого крыла. Из схемы видно, что область отрыва потока вначале возникает на конце заднего полукрыла и с увеличением угла атаки постепенно расширяется, равномерно распространяясь вправо по размаху и занимая все большую часть крыла, при этом направление вращения крыла не изменяется.

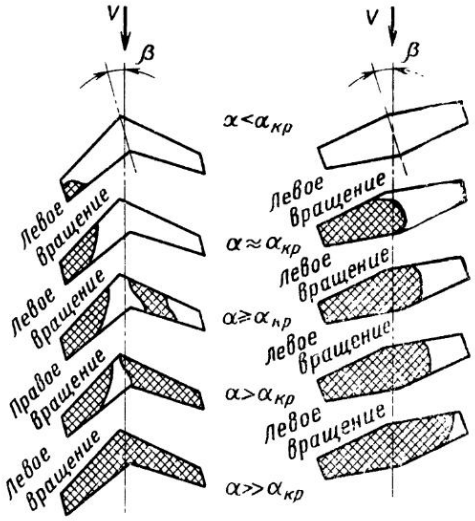


Рис. 2.14. Схема распространения областей отрыва потока (заштрихованы) по стреловидному и прямому крылу

По указанным причинам характеристики авторотации крыла ненулевой стреловидности (стреловидного и еще в большей степени треугольного) весьма существенно зависят от сочетания величин углов α и β. В результате уменьшения критического угла атаки под влиянием скольжения авторотация, а следовательно, и штопор у самолетов со стреловидным и треугольным крылом при скольжении могут возникать даже на меньших углах атаки, чем у самолетов с прямым крылом, несмотря на то, что критические углы атаки у последних при отсутствии скольжения оказываются значительно меньшими (см. рис. 2.12).

Описанный выше характер распространения областей отрыва потока по размаху стреловидного крыла при скольжении может вызывать периодические изменения направления вращения самолета при входе в штопор (аналогичная картина может иметь место и у самолетов с треугольным крылом). В этом случае на переходном участке штопора возможны непроизвольные переходы из штопора одного направления в штопор другого направления, даже при неизменном положении рулей (в том числе и по штопору начального направления вращения).

2.5. АВТОРОТАЦИЯ ФЮЗЕЛЯЖА

Как уже указывалось, обычно бо́льшая часть момента авторотации создается на самолете крылом, хотя в той

или иной степени практически все расположенные в набегающем воздушном потоке части самолета могут способствовать созданию авторотации. В некоторых случаях при наличии скольжения фюзеляж самолета может создавать значительные моменты авторотации.

Авторотация фюзеляжа может возникать при определенных формах поперечного сечения носовой и (или) хвостовой его частей в случае несимметричного обтекания их набегающим воздушным потоком, особенно при больших углах атаки. В частно-

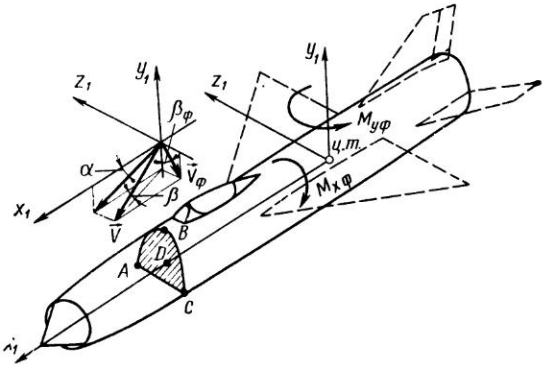


Рис. 2.15. Схема расположения поперечного сечения носовой части фюзеляжа ABC, создающей момент авторотации

сти, носовая часть фюзеляжа может иногда вызывать сравнительно большие моменты авторотации. Авторотация, создаваемая носовой частью фюзеляжа, возможна, например, при форме поперечного сечения фюзеляжа типа показанной на рис. 2.15. При наличии скольжения набегающий воздушный поток в плоскости поперечного сечения носовой части фюзеляжа ABC подходит под углом β_Φ к нормальной оси самолета Oy_1. При этом возможны два варианта расположения нормальной Y_Φ и боковой Z_Φ составляющих результирующей аэродинамической силы R_Φ, действующей на рассматриваемое сечение фюзеляжа (рис. 2.16):

1) величины Y_Φ и Z_Φ положительны (см. рис. 2.16, *а*).

2) величина Y_Φ положительна, а Z_Φ — отрицательна (см. рис. 2.16, *б*).

При наличии отрицательной боковой аэродинамической силы Z_Φ, точка приложения которой находится выше продольной оси самолета Ox_1, проходящей через центр тяжести самолета (точка пересечения этой оси с рассматриваемым сечением фюзеляжа обозначена буквой D), возникает авторотация фюзеляжа.

Из приведенной на рис. 2.17 схемы спектра обтекания сечения ABC видно, что отрыв потока в рассматриваемом случае

возникает в верхней части фюзеляжа на стороне, противоположной той, на которую набегает поток воздуха. При этом появляется местная область повышенного давления. На противоположной стороне фюзеляжа сохраняется безотрывное обтекание и, следовательно, может существовать область разрежения. Повышение разрежения на стороне набегающего потока и возрастание давления на противоположной стороне при наличии сколь-

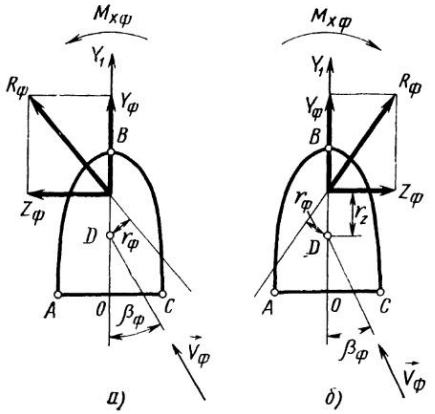


Рис. 2. 16. Схема расположения нормальной и боковой аэродинамических сил, действующих на поперечное сечение ABC носовой части фюзеляжа при скольжении

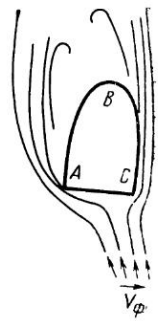


Рис. 2. 17. Спектр обтекания поперечного сечения носовой части фюзеляжа ABC

жения, вызывающего несимметричный отрыв потока, и является причиной возникновения момента авторотации фюзеляжа.

Появление аэродинамической силы R_Φ, приложенной на плече r_Φ, создает аэродинамический момент крена фюзеляжа $M_{x\Phi}=R_\Phi r_\Phi$. Как правило, поперечное сечение фюзеляжа является осесимметричным, а центр тяжести самолета лежит в плоскости его симметрии x_1Oy_1. Тогда величина $M_{x\Phi}$ определяется только боковой силой Z_Φ: $M_{x\Phi}=Z_\Phi r_z$. При $Z_\Phi<0$ момент $M_{x\Phi}$ является моментом авторотации. Боковая сила Z_Φ создает и аэродинамический момент рыскания $M_{y\Phi}=Z_\Phi OD$ (см. рис. 2.15). Суммируя эти элементарные (действующие на отдельные сечения) моменты по всему фюзеляжу, находим результирующие моменты крена и рыскания, создаваемые фюзеляжем.

Из сказанного видно, что авторотация фюзеляжа непосредственно связана с нарушением безотрывного его обтекания и по-

явлением несимметричного отрыва потока. При отсутствии скольжения обтекание правой и левой половин фюзеляжа оказывается симметричным и, следовательно, боковая сила $Z_{\Phi}=0$. В этом случае авторотация фюзеляжа возникнуть не может. В рассмотренном случае источником авторотации фюзеляжа является боковая аэродинамическая сила, возникающая на его носовой части. Ввиду того, что появление момента авторотации фюзеляжа непосредственно связано с отрывом потока, величина этого момента существенно зависит от формы поперечного сечения фюзеляжа, шероховатости его поверхности, величины угла атаки самолета, чисел M полета, Re и т. д. Значительное влияние на величину момента авторотации фюзеляжа может оказывать также и угол крена, так как величина β_{Φ} при повороте самолета относительно его продольной оси изменяется. В отдельных случаях момент авторотации фюзеляжа может возникать даже при докритических углах атаки, на которых крыло создает всегда только аэродинамическое демпфирование.

ГЛАВА 3

МОМЕНТЫ И СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ В ШТОПОРЕ

Попадание самолета в штопор, как уже указывалось выше, связано с выходом его на закритические углы атаки, при которых безотрывное обтекание самолета нарушается — появляются развитые области отрыва потока (в первую очередь, на крыле), расположенные, как правило, асимметрично. В результате асимметричного отрыва потока возникают кренящий и заворачивающий моменты авторотации, следствием которых и является переход самолета к характерному движению по спиралевидной траектории — штопору. Это существенно криволинейный режим полета с сильным проявлением взаимодействия продольных и боковых моментов и сил.

3.1. МОМЕНТЫ И СИЛЫ, ОБУСЛОВЛИВАЮЩИЕ ПЕРЕХОД ОТ СВАЛИВАНИЯ К ШТОПОРУ

Рассмотрим схематически моменты и силы, действующие на самолет с момента начала сваливания до возникновения штопора. Допустим, что в исходном режиме полета на докритических углах атаки самолет был сбалансирован по моментам при нейтральном положении руля высоты. На рис. 3.1 это соответствует режиму полета, обозначенному точкой *1* (аэродинамический момент тангажа $M_{za}=0$ при $\delta_в=0$). Затем летчик полностью отклонил ручку управления на себя. При этом возник кабрирующий аэродинамический момент, увеличивающий угол атаки самолета. Аэродинамический момент тангажа $M_{za}>0$ (момент на кабрирование) вызывает появление угловой скорости тангажа $\omega_z>0$, увеличивающей угол тангажа. Увеличение угла тангажа (а следовательно, и угла атаки) будет продолжаться до выхода самолета на новый режим балансировки при $\delta_в=\delta_{в\,max}$ (точка *2*). В процессе выхода на указанный режим будет достигнут критический угол атаки — возникнет сваливание самолета.

Под влиянием ряда факторов (геометрическая или аэродинамическая асимметрия самолета, возможное отклонение руля направления или элеронов и т. п.) обтекание самолета на таких

режимах обычно оказывается асимметричным. Асимметрия обтекания (по отношению к плоскости симметрии самолета) приводит к появлению асимметричных областей отрыва потока. Асимметрия расположения областей отрыва потока и возможное воздействие дополнительных возмущений (гироскопического

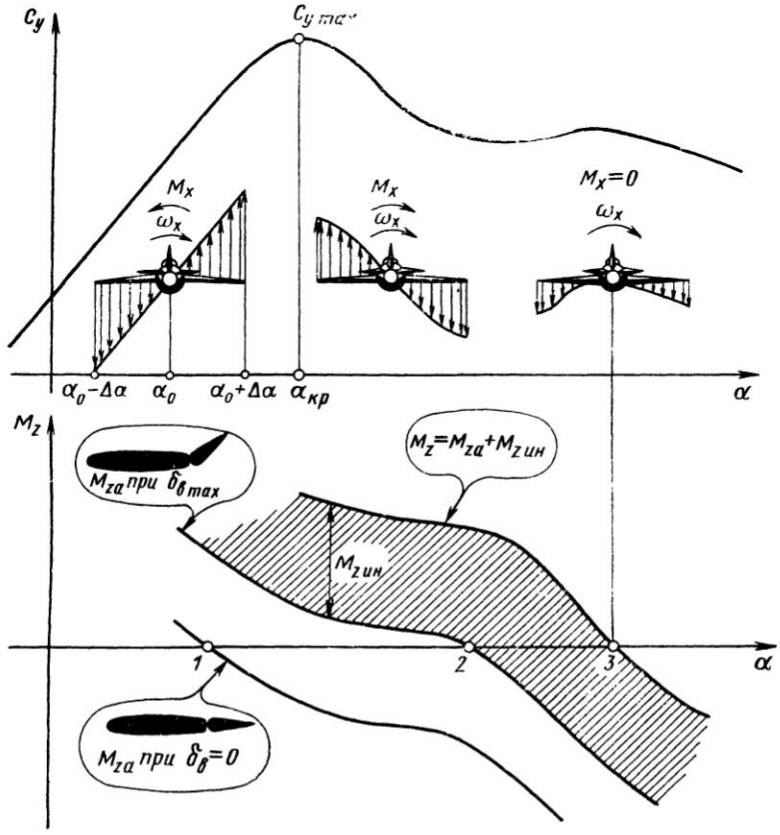


Рис. 3. 1. Схема развития движения самолета от исходного режима полета на докритических углах атаки до возникновения штопора

момента двигателей, вертикальных порывов ветра и т. п.) вызывает появление начальной угловой скорости крена $\omega_{x1} \neq 0$. Кренение самолета приводит к перераспределению углов атаки на правом и левом полукрыле (см. рис. 2.1). Различие углов атаки приводит, в частности, к тому, что тангенциальные аэродинамические силы правого и левого полукрыла оказываются разными по величине. Появляется аэродинамический момент рыскания. Под влиянием инерционного взаимодействия движений (см. гл. 6)

возникает инерционный момент рыскания. Все это приводит к появлению угловой скорости рыскания $\omega_{y1} \neq 0$. Так возникают аэродинамические и инерционные моменты, а следовательно, угловые ускорения и угловые скорости вращения самолета относительно всех трех его осей.

С появлением авторотации начинается штопор. Под воздействием момента авторотации начальная угловая скорость крена возрастает (неустановившаяся авторотация самолета). В результате проявления инерционного взаимодействия бокового и продольного движений самолета при его вращении появляется инерционный момент тангажа $M_{z\text{ин}}$, смещающий режим продольной балансировки самолета по моменту в сторону бо́льших углов атаки (точка *3*). С течением времени при таком движении самолета в области закритических углов атаки аэродинамические моменты крена, рыскания и тангажа могут уравновеситься соответствующими инерционными моментами, а аэродинамические силы — соответствующими массовыми силами (вес, силы инерции). Возникает режим установившегося штопора, т. е. режим, в котором все характеристики движения самолета (угловая скорость вращения, углы атаки и скольжения, положение самолета относительно оси штопора) остаются неизменными по времени.

3.2. РАВНОВЕСИЕ СИЛ В РЕЖИМЕ УСТАНОВИВШЕГОСЯ ШТОПОРА

Установившимся называется штопор, в котором все характеристики режима с течением времени остаются постоянными.

Строго говоря, режим установившегося штопора может существовать только при испытаниях динамически подобных моделей самолетов в штопорной аэродинамической трубе (штопорение в среде постоянной плотности). В реальных условиях полета режима установившегося штопора быть не может. Объясняется это в основном следующими обстоятельствами.

Движение самолета в штопоре связано с изменением высоты полета. Уменьшение высоты сопровождается возрастанием плотности воздуха. Для сохранения режима установившегося штопора требуется, в частности, обеспечить постоянство величин аэродинамических сил и моментов. В этом случае при неизменных углах атаки и скольжения необходимо, чтобы величины скоростного напора $q = \frac{\varrho_H V^2}{2}$, чисел M полета и Re оставались постоянными. Но при изменении плотности воздуха для сохранения постоянства скоростного напора требуется соответствующее изменение истинной скорости полета. Появляется линейное ускорение $\dot{V} = \frac{dV}{dt}$. А это уже несовместимо с условием сущест-

вования установившегося режима. Кроме того, при изменении высоты полета меняются и значения чисел M и Re, т. е. может изменяться характер влияния сжимаемости и вязкости на аэродинамические характеристики самолета.

Весьма важным является то обстоятельство, что для авторотации характерна пропорциональность между линейной и угловой скоростями, а при изменении плотности воздуха это условие нарушается. Одним из основных факторов подобия в этом случае является относительная плотность самолета, т. е. отношение условной плотности самолета к плотности воздуха. Поэтому в натурных условиях режим штопора может быть лишь условно установившимся, т. е. квазиустановившимся. Тем не менее применительно к сравнительно непродолжительным режимам штопора с достаточной для практических целей точностью можно считать режимы штопора, протекающие с почти постоянными средними (без учета их колебаний) величинами угловых скоростей, перегрузок, углов наклона самолета и приборной скорости полета, установившимися. В дальнейшем такие режимы будем называть установившимися.

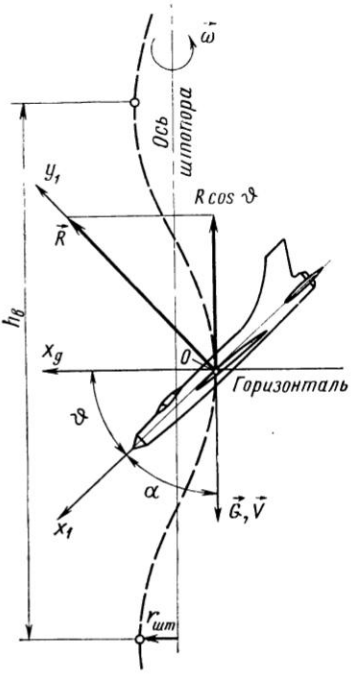


Рис. 3.2. Траектория движения самолета в режиме установившегося вертикального штопора

В режиме установившегося **што**пора (рис. 3.2) самолет вращается относительно вертикальной оси (оси штопора) с постоянными значениями всех параметров его движения: ω, α, β, V и т. п. В общем случае установившегося штопора результирующая аэродинамическая сила R пересекает плоскость симметрии самолета (плоскость x_1Oy_1). Однако, учитывая, что в штопоре крыло обтекается сорванным потоком, а при отрыве потока полная сила аэродинамического давления на крыло приблизительно перпендикулярна его поверхности (т. е. тангенциальная X_1 и боковая Z_1 составляющие результирующей аэродинамической силы R существенно меньше ее нормальной составляющей Y_1), можно приближенно считать, что результирующая сила R лежит в плоскости симметрии самолета. В режиме установившегося вертикального штопора при неработающих двигателях (тяга равна нулю) вес самолета уравновешивается вертикальной проекцией результирующей аэродинамической силы, а гори-

зонтальная ее проекция равна по величине центростремительной силе $F_ц = \frac{G}{g}\omega^2 r$. Примем также, что угол крена в режиме установившегося штопора равен нулю.

В вертикальном штопоре движение самолета происходит по крутой спирали малого радиуса, поэтому приближенно можно считать, что траектория движения центра тяжести самолета близка к вертикальной. Тогда $\alpha \approx 90° + \vartheta$.

Выразив результирующую аэродинамическую силу через ее коэффициент $C_R = \sqrt{C_x^2 + C_y^2 + C_z^2}$, получаем условия равновесия сил, действующих на самолет, в проекциях на вертикальную и горизонтальную оси:

$$G = C_R S \frac{\varrho_H V_{шт}^2}{2} \sin \alpha \qquad (3.1)$$

и

$$\frac{G}{g}\omega^2 r = C_R S \frac{\varrho_H V_{шт}^2}{2} \cos \alpha. \qquad (3.2)$$

Из формулы (3.1) находим выражение для скорости движения центра тяжести самолета в рассматриваемом режиме штопора

$$V_{шт} = \sqrt{\frac{2G}{\varrho_H S C_R \sin \alpha}}. \qquad (3.3)$$

Величина C_R в штопоре изменяется сравнительно мало, так как на закритических углах атаки падение C_y обычно в значительной степени компенсируется возрастанием C_x (рис. 3.3). Для самолетов с прямым крылом, у которых критические углы атаки относительно невелики, можно приближенно считать $C_R \approx C_{y\max}$. У самолетов со стреловидным и треугольным крылом, для которых критические углы атаки оказываются значительно бо́льшими (бо́льшие значения C_x при $C_{y\max}$), величины C_R превышают величины $C_{y\max}$ примерно на 20÷30%, т. е. $C_R \approx k_R C_{y\max}$, где $k_R \approx 1{,}2 \div 1{,}3$.

Воспользовавшись известным выражением для минимальной скорости $V_{min} = \sqrt{\frac{2G}{\varrho_H S C_{y\max}}}$, получаем из (3.3)

$$V_{шт} = \frac{V_{min}}{\sqrt{k_R \sin \alpha}}. \qquad (3.4)$$

Приняв $k_R = 1{,}25$, находим, что в режиме крутого штопора при $\alpha = 25°$ скорость самолета $V_{шт} \approx 1{,}4 V_{min}$, в режиме пологого штопора при $\alpha = 55°$ $V_{шт} \approx V_{min}$, а в режиме плоского штопора с

$\alpha=65°$ $V_{шт}\approx 0{,}95V_{min}$. Значит в рассматриваемом случае в режиме крутого штопора скорость снижения самолета больше минимальной скорости на той же высоте полета, в режиме пологого штопора эти скорости примерно равны, а в режиме плоского штопора скорость снижения самолета оказывается даже меньше минимальной. У самолетов с прямым крылом ($k_R=1{,}0$) всегда $V_{шт}>V_{min}$.

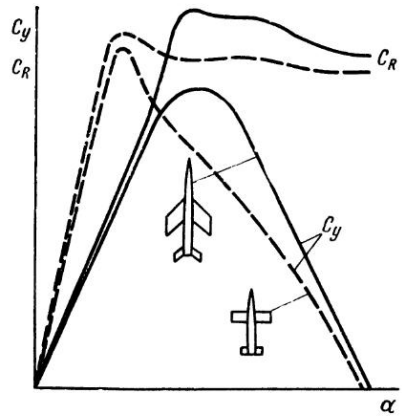


Рис. 3.3. Зависимости $C_y=f(\alpha)$ и $C_R=\varphi(\alpha)$ для самолетов с прямым и стреловидным крылом ($\beta=0$)

Разделив почленно выражение (3.2) на (3.1), находим приближенную формулу для определения радиуса штопора $r_{шт}$:

$$r_{шт}=\frac{g\operatorname{ctg}\alpha}{\omega^2}. \tag{3.5}$$

Если вместо ω подставить ее выражение через безразмерную угловую скорость $\bar{\omega}=\frac{\omega l}{2V_{шт}}$, получаем

$$r_{шт}=\frac{gl^2\operatorname{ctg}\alpha}{4V_{шт}^2\bar{\omega}^2}. \tag{3.6}$$

Оценим величину радиуса при пологом штопоре. Приняв $\omega=2$ рад/с и $\alpha=45°$, находим из формулы (3.5) $r_{шт}\approx 2{,}5$ м. Радиус штопора получился небольшим. Следовательно, траектория движения самолета в штопоре действительно представляет собой спираль, значительно вытянутую в направлении вертикали.

Зная угловую скорость ω, легко определить время витка $t_в$ и потерю высоты за виток $h_в$ для режима установившегося вертикального штопора:

$$t_в=\frac{2\pi}{\omega}=\frac{\pi l}{\bar{\omega}V_{шт}} \tag{3.7}$$

и

$$h_в = V_{шт} t_в = \frac{\pi l}{\omega}. \qquad (3.8)$$

При $\omega = 2$ рад/с время витка составляет примерно 3 с. Приняв $G/S = 300$ кгс/м², $\alpha = 45°$ и $C_R = 1{,}8$, находим из выражения (3.3) для высоты полета $H = 10$ км скорость самолета в штопоре $V_{шт} \approx 110$ м/с. При этом потеря высоты за виток составит примерно 350 м.

Оценим погрешность, обусловленную сделанным выше предположением о том, что вектор скорости самолета в штопоре примерно вертикален, т. е. что $\theta \approx -90°$ ($\alpha \approx 90° + \theta$). Воспользовавшись известным выражением для горизонтальной составляющей скорости полета $V_{гор} = V \cos\theta$ и подставив в него ее значение, равное окружной скорости самолета в штопоре $\omega r_{шт}$, а вместо V — скорость $V_{шт}$, получаем

$$\cos\theta = \frac{\omega r_{шт}}{V_{шт}}.$$

При угловой скорости $\omega = 2$ рад/с, радиусе штопора $r_{шт} = 2{,}5$ м и скорости $V_{шт} = 110$ м/с находим $\cos\theta = \frac{2 \cdot 2,5}{110} = 0{,}0455$. Это соответствует $\theta \approx -87°40'$, т. е. весьма близко к $-90°$. Иными словами, в рассматриваемом примере траектория движения центра тяжести самолета в штопоре только на 2°20′ отклонена от вертикали.

3.3. РАВНОВЕСИЕ МОМЕНТОВ

Штопор представляет собой чрезвычайно сложное пространственное движение самолета, которое можно рассматривать как результат наложения друг на друга двух движений: относительного — вращения самолета вокруг оси, проходящей через его центр тяжести (схематический штопор), и переносного — движения самого центра тяжести самолета в пространстве по спиралевидной траектории. Так как вращение тела определяется действующими на него моментами, а штопор характеризуется главным образом вращательным движением самолета, то, следовательно, особенности штопора самолета определяются, в первую очередь, его моментными характеристиками. Основные параметры штопора (α, β и $\bar{\omega}$) зависят от аэродинамических и инерционных моментов относительно всех трех осей самолета.

Рассмотрим условия равновесия моментов, действующих на самолет в режиме установившегося штопора. Проектируя вектор угловой скорости вращения самолета в штопоре на оси связанной системы координат (рис. 3.4), получаем известные скалярные уравнения:

$$\omega_{x1} = \omega \cos\alpha \cos\beta, \qquad (3.9)$$

$$\omega_{y1} = -\omega \sin \alpha \cos \beta, \tag{3.10}$$

$$\omega_{z1} = \omega \sin \beta. \tag{3.11}$$

Из этих выражений видно, что в общем случае штопора все три составляющие угловой скорости ω по осям самолета отличны от нуля. Они зависят от углов атаки и скольжения. Следовательно, в штопоре на самолет действуют все аэродинамические моменты, связанные с угловыми скоростями: моменты демпфи-

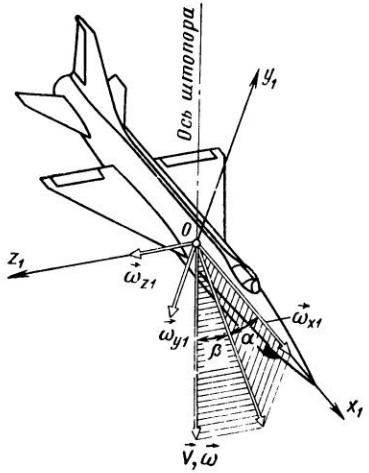


Рис. 3.4. Проекция вектора угловой скорости штопора $\vec{\omega}$ на оси связанной с самолетом системы координат в правом нормальном штопоре

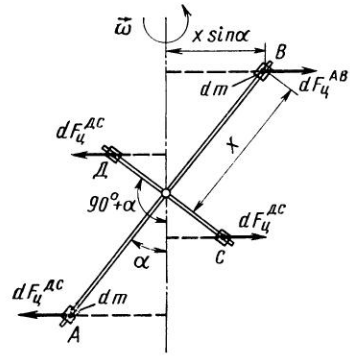


Рис. 3.5. Схематическое изображение вращения двух тяжелых стержней относительно вертикальной оси

рования или авторотации и перекрестные моменты относительно трех осей (моменты, определяемые вращательными производными), а также все аэродинамические моменты, связанные с углами атаки и скольжения (моменты, определяемые статическими производными). Все эти аэродинамические моменты в режиме установившегося штопора должны быть уравновешены соответствующими инерционными моментами.

Все основные параметры штопора зависят от аэродинамических и инерционных моментов относительно трех осей самолета. Однако ввиду того, что основной причиной штопора является выход самолета на закритические углы атаки, а значит для вывода самолета из штопора необходимо уменьшить угол атаки, в первую очередь, при изучении штопора необходимо определять моменты, регулирующие угол атаки — моменты тангажа.

Проанализируем физическую картину возникновения инерционного момента тангажа $M_{z\text{ин}}$ в вертикальном штопоре. Для

наглядности вращающийся относительно оси штопора самолет заменим системой двух тяжелых взаимно перпендикулярных стержней (рис. 3.5) с равномерно распределенной по их длине массой. Рассмотрим вначале стержень AB, расположенный под углом α к оси вращения. На элемент этого стержня с массой dm при вращении с угловой скоростью ω действует элементарная центробежная сила $dF_{ц}^{AB}=dm\omega^2 x\sin\alpha$. Эта элементарная центробежная сила приложена на плече $x\cos\alpha$ относительно оси, проходящей перпендикулярно стержню через точку O и лежащей в горизонтальной плоскости (соответствующей поперечной оси самолета Oz_1). Сила $dF_{z\,ц}^{AB}$ создает относительно этой оси элементарный инерционный момент

$$dM_{z\,ц}^{AB}=dF_{ц}^{AB}x\cos\alpha=dm\omega^2x^2\sin\alpha\cos\alpha=\frac{1}{2}dm\omega^2x^2\sin 2\alpha.$$

Суммируя элементарные инерционные моменты по всей длине стержня AB, получаем полный момент от сил инерции стержня относительно оси Oz_1:

$$M_{z\,ц}^{AB}=\frac{\sin 2\alpha}{2}\omega^2\int x^2dm=\frac{\sin 2\alpha}{2}I'_x\omega^2.$$

Нетрудно убедиться, что этот момент действует на увеличение угла атаки α. Аналогично получаем, что на элемент стержня $ДС$ действует элементарная центробежная сила $dF_{ц}^{ДС}=dm\omega^2y\cos\alpha$, момент которой относительно оси Oz_1 равен

$$dM_{z\,ц}^{ДС}=-dm\omega^2y\cos\alpha y\sin\alpha=-\frac{1}{2}dm\omega^2y^2\sin 2\alpha.$$

В этом выражении стоит знак минус, так как элементарный инерционный момент $dM_{z\,ц}^{ДС}$ создает вращение по часовой стрелке относительно оси Oz_1 (стремится уменьшить угол атаки). Полный инерционный момент относительно оси Oz_1, действующий на стержень $ДС$, составляет $M_{z\,ц}^{ДС}=-\frac{\sin 2\alpha}{2}I'_y\omega^2$. Результирующий момент относительно оси Oz_1 от сил инерции обоих стержней равен

$$M_{z\,ин}=M_{z\,ц}^{AB}+M_{z\,ц}^{ДС}=\frac{\sin 2\alpha}{2}(I'_x-I'_y)\omega^2.$$

Если вернуться от системы стержней к самолету, то легко убедиться, что в этом случае I_x' и I_y' будут моментами инерции самолета соответственно относительно плоскостей z_1Oy_1 и z_1Ox_1, а α — угол атаки, измеренный от корневой хорды крыла.

Зная характеристику авторотации самолета (см. рис. 2.8) и его моменты инерции, нетрудно построить диаграмму зависимости инерционных моментов тангажа, соответствующих угловым

скоростям на кривой $\bar{\omega}=f_1(\alpha)$, от угла атаки. Такая зависимость $M_{z\text{ин}}=f_2(\alpha)$ показана на диаграмме, изображенной на рис. 3.6. На этом же графике приведены и зависимости аэродинамического момента тангажа $M_{z\text{а}}=f_3(\alpha)$, полученные из результатов испытаний модели самолета в аэродинамической трубе при различных углах отклонения руля высоты.

По диаграмме типа приведенной на рис. 3.6 находят возможные режимы установившегося штопора, соответствующие определенному отклонению руля высоты. Это режимы, определяемые равенством абсолютных величин дестабилизирующего инерционного и стабилизирующего аэродинамического моментов тангажа. Для определения установившихся режимов штопора удобно вместо кривой аэродинамического момента тангажа нанести на график ее зеркальное отображение (значения $M_{z\text{а}}$ с обратным знаком — см. пунктир на рис. 3.6). Точки пересечения обеих кривых и будут представлять собой режимы установившегося штопора.

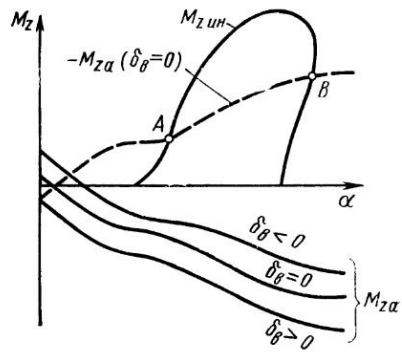


Рис. 3.6. Диаграмма инерционного и аэродинамического моментов тангажа самолета в штопоре

Из рис. 3.6 видно, что существуют два режима установившегося штопора на рассматриваемой высоте полета, которым соответствуют точки A и B. В точке A имеет место режим крутого штопора, в точке B — полого или плоского. Величины $\bar{\omega}$ для каждого из этих режимов определяются по диаграмме авторотации (см. рис. 2.8). Нетрудно убедиться, что точка A соответствует неустойчивому режиму равновесия, а точка B — устойчивому. Действительно, если в режиме штопора, соответствующем точке A, под действием какого-либо внешнего возмущения произойдет небольшое изменение α, то возникающее при этом изменение $M_{z\text{ин}}$ и $M_{z\text{а}}$ будет способствовать дальнейшему отклонению от исходного режима. При уменьшении угла атаки самолета под действием каких-либо внешних причин и неизменном положении руля высоты пикирующий аэродинамический момент по абсолютной величине оказывается больше инерционного кабрирующего момента, что приводит к дальнейшему уменьшению угла атаки и прекращению вращения. При увеличении угла атаки инерционный кабрирующий момент увеличивается быстрее, чем пикирующий аэродинамический. В результате самолет продолжает увеличивать угол атаки — до выхода на режим устой-

чивого равновесия (точка B). Аналогичными рассуждениями легко показать, что точка B соответствует устойчивому режиму установившегося штопора.

Увеличение инерционных кабрирующих моментов при неизменных значениях $M_{z\text{а}}$ приводит к переходу режима устойчивого установившегося штопора на бо́льшие углы атаки и наоборот (рис. 3.7). Уменьшение абсолютной величины аэродинамического пикирующего момента вызывает перемещение точки B на диаграмме типа изображенной на рис. 3.6. вправо, т. е. так же, как и увеличение $M_{z\text{ ин}}$, приводит к переходу устойчивого режима на бо́льшие углы атаки. Увеличение $|M_{z\text{ а}}|$ приводит к уменьшению углов атаки устойчивого режима установившегося штопора.

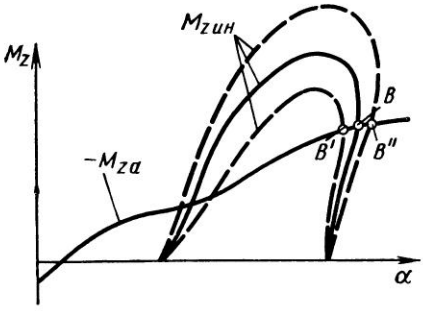


Рис. 3.7. Изменение диаграммы равновесия моментов тангажа в зависимости от инерционных кабрирующих моментов

Так, например, увеличение разности плоскостных моментов инерции $I_x'—I_y'$, вызванное увеличением веса самолета или перераспределением масс в направлении осей Ox_1 и Oy_1, при прочих равных условиях сопровождается увеличением инерционного момента тангажа и переходом режима устойчивого установившегося штопора на бо́льшие углы атаки. Аналогичный результат получается, в частности, при переходе к более задним центровкам (рис. 3.8), а также при увеличении высоты полета.

Значительно более сложным оказывается движение самолета на переходном участке штопора, когда ось штопора еще сравнительно далека от вертикали, а направление вектора скорости не совпадает с направлением оси вращения самолета. Упрощенная для наглядности схема расположения векторов внешних сил и моментов, определяющих продольное движение самолета на переходном участке левого нормального штопора, показана на рис. 3.9.

Принято, что результирующий вектор угловой скорости вращения самолета в штопоре $\vec{\omega}$ лежит в плоскости симметрии самолета, а угловое ускорение тангажа в рассматриваемый момент времени равно нулю ($\varepsilon_z=0$).

На рис. 3.9 для простоты рассуждений совокупность всех элементарных масс самолета ($m=G/g$) представлена в виде двух сосредоточенных масс m_1 и m_2 ($m_1+m_2=m$), расположенных в носовой и хвостовой частях фюзеляжа на его продольной оси. Эти массы при вращении самолета создают центробежные силы

$F_{ц1}=m_1\omega^2 r_1$ и $F_{ц2}=m_2\omega^2 r_2$, приводящие к появлению инерционного кабрирующего момента тангажа $M_{z ин}$.

На рассматриваемой схеме в плоскости симметрии самолета в штопоре показаны четыре силы и два момента. Эти силы: вес самолета $\vec{G}$, результирующая центробежная сила инерции $\vec{F}_ц=\vec{F}_{ц1}+\vec{F}_{ц2}$, тангенциальная сила инерции $\vec{J}=m\dot{\vec{V}}$ и результирующая аэродинамическая сила $\vec{R}=\vec{C}_R Sq$. Сила $\vec{R}$ равна сумме трех сил: $\vec{G}$, $\vec{F}_ц$ и $\vec{J}$. В общем случае движения самолета на переходном участке штопора силы и моменты оказываются неуравновешенными — имеет место неустановившееся движение самолета. Силы и моменты являются переменными по времени.

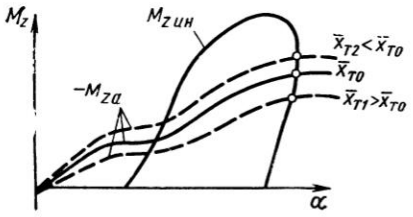


Рис. 3.8. Изменение диаграммы равновесия моментов тангажа в зависимости от аэродинамических пикирующих моментов

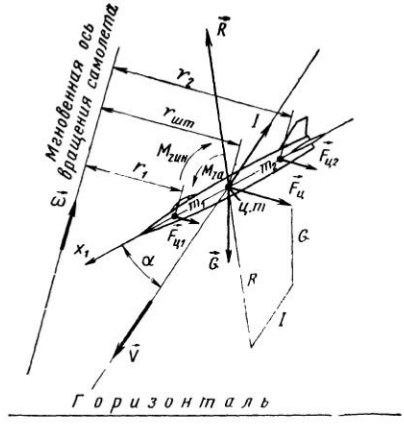


Рис. 3.9. Схематическое изображение взаимодействия сил и моментов на переходном участке штопора

В действительности движение самолета в штопоре оказывается значительно более сложным по сравнению с упрощенными схемами, рассмотренными выше. В общем случае все характеристики движения самолета в штопоре оказываются функциями времени, линейные и угловые ускорения не равны нулю. Это определяется весьма сложным проявлением действия моментов тангажа, рыскания и крена, в значительной степени обусловленным аэродинамическим, инерционным, гироскопическим и кинематическим взаимодействием (перекрестными связями) продольного и бокового движений самолета. В общем случае для получения режима установившегося штопора необходимо одновременное выполнение следующих условий (при рассматриваемом положении всех рулей):

$$M_{z ин}+M_{z a}=0,$$
$$M_{y ин}+M_{y a}=0,$$
$$M_{x ин}+M_{x a}=0.$$

Если равновесие всех инерционных и аэродинамических моментов не достигается одновременно, то имеет место либо колебательный штопор, либо даже самопроизвольный выход самолета из штопора (неустановившийся режим).

Из всех аэродинамических характеристик основное влияние на особенности штопора обычно оказывают аэродинамический момент тангажа, а также аэродинамический момент рыскания (угол скольжения). Аэродинамический момент рыскания может оказывать решающее влияние на характеристики выхода из штопора, создавая внутреннее скольжение, способствующее уменьшению угловой скорости вращения самолета в штопоре (см. гл. 8).

Следует отметить, что в принципе при решении задач динамики полета нельзя рассматривать вопрос об отсутствии равновесия между моментами действующими и инерционными, а тем более выносить суждение об устойчивости этого равновесия. Инерционные силы вводят, пользуясь принципом д'Аламбера, при рассмотрении относительного движения, но это можно делать только в том случае, если движение известно, например, при движении частей машин. Если, рассматривая действующие и инерционные моменты не получают равновесия, это говорит о том, что неправильно принят характер движения (например, имея дело со сложным вращением, ошибочно считают его простым движением). Применяя уравнения в форме Эйлера, необходимо ставить равенство между силами действующими и инерционными, а условие их равновесия можно определять только подбором угловых скоростей и ускорений. Это было отмечено профессором В. С. Пышновым еще в тридцатых годах при решении задач, связанных со штопором самолета. Однако детально такой метод изучения штопора пока еще не разработан.

ГЛАВА 4

КЛАССИФИКАЦИЯ РЕЖИМОВ ШТОПОРА

4.1. ПРИНЦИП КЛАССИФИКАЦИИ

Рассмотрим сваливание, штопор и аэроинерционное вращение, т. е. всю совокупность непроизвольных сложных вращений самолета (рис. 4.1).

Основными задачами при изучении режимов сваливания, штопора и аэроинерционного вращения являются отработка

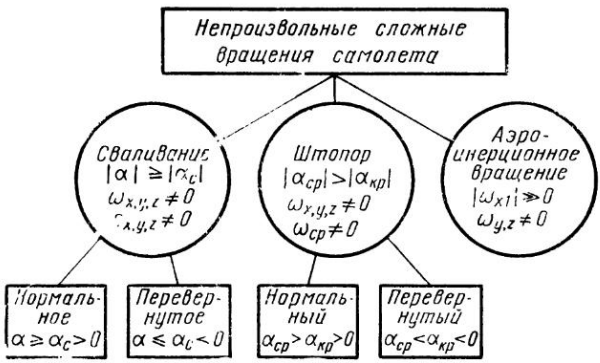


Рис. 4.1. Схематическая классификация непроизвольных сложных вращений самолета

средств надежного предотвращения попадания самолета в эти режимы и оптимальных методов вывода самолета из этих режимов.

У одного и того же самолета в зависимости от различных факторов (начальной высоты и скорости полета, центровки, конфигурации самолета и т. п.) могут быть самые разнообразные режимы непроизвольных сложных вращений. Для быстрой и правильной ориентировки во всех этих сложных и опасных режимах, облегчения их изучения и оценки результатов летных испытаний самолетов целесообразно разделить эти режимы на несколько видов, каждый из которых объединяет режимы по основным их признакам. В основу такой классификации целесообразно положить следующий принцип: объединение отдель-

ных режимов сваливания, штопора и аэроинерционного вращения по видам должно производиться по признакам, которые в своей совокупности определяют требуемые методы вывода. Например, к определенному виду штопоров следует отнести все режимы, для вывода из которых должен применяться один и тот же метод пилотирования (метод вывода из штопора). Исходя из этого принципа рассмотрим вначале классификацию разновидностей сваливания в нормальном и перевернутом полете, а затем нормальных и перевернутых штопоров. С этой точки зрения все многообразие режимов аэроинерционного вращения современных самолетов будем считать одним видом, так как для вывода из них применяется один (общий для всех этих режимов) метод пилотирования (см. гл. 6).

Существует немало разновидностей режимов сваливания самолета (сваливание на нос или на крыло, сваливание в виде колебательного или апериодического движения самолета и т. п.), однако с точки зрения применяемых методов вывода все они могут быть объединены в два вида: сваливание с исходного режима нормального полета и сваливание с исходного режима перевернутого полета (см. рис. 4.1). Для каждого из этих двух видов имеется свой метод вывода (см. гл. 5).

Современные самолеты отличаются многообразием режимов нормального и перевернутого штопора. Однако в соответствии со сформулированным выше принципом классификации все эти режимы могут быть объединены в несколько видов, каждому из которых присущ один определенный метод вывода. Рассмотрим подробнее построенную по такому принципу классификацию штопоров. Начнем с режимов нормального штопора.

4.2. КЛАССИФИКАЦИЯ НОРМАЛЬНЫХ ШТОПОРОВ

Для большей четкости выявления основных особенностей режимов все виды нормального и перевернутого штопора современных самолетов разделяются на две принципиально различные группы: устойчивые и неустойчивые штопоры. Неустойчивым называется штопор, в котором направление вращения самолета относительно нормальной и продольной его осей периодически самопроизвольно меняется или приостанавливается. Режим неустойчивого штопора характеризуется весьма неравномерным вращением с большими амплитудами колебаний параметров движения самолета и периодическими прекращениями вращения. При этом угловое положение самолета может существенно изменяться: нос самолета в отдельные моменты может непроизвольно подниматься выше горизонта или опускаться за вертикаль, абсолютные величины углов крена временами могут превышать 90° (а иногда и 180°). В таких режимах обычно имеет место тенденция к самопроизвольному переходу самолета из штопора одного направления в штопор другого направления

(например, из правого в левый), либо даже к самопроизвольному изменению знака среднего угла атаки самолета в штопоре (к переходу из нормального в перевернутый штопор и наоборот).

Современным самолетам присущи режимы неустойчивого и устойчивого нормального штопора. Неустойчивые нормальные штопоры современных самолетов имеют следующие разновидности (рис. 4.2):

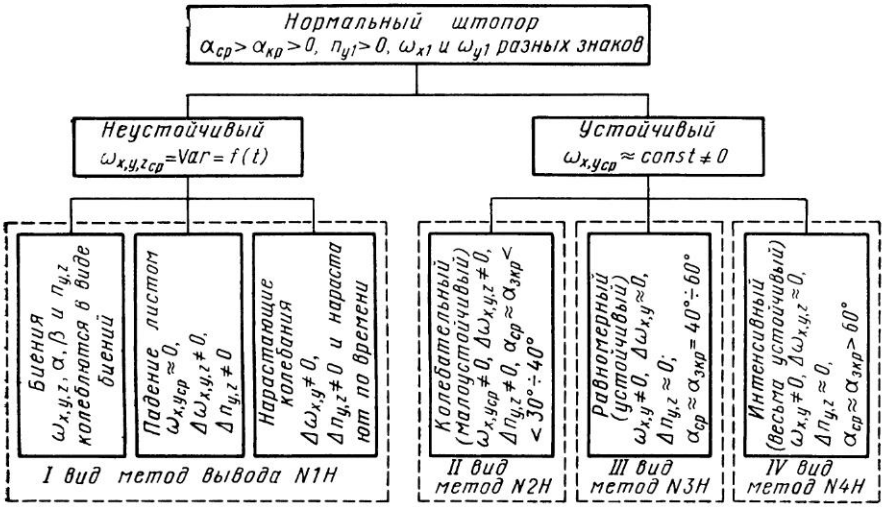


Рис. 4.2. Принятая классификация нормальных штопоров современных самолетов

— штопоры, протекающие в виде биений, т. е. штопоры, основные параметры которых (угловая скорость, углы атаки и скольжения, а следовательно, и перегрузки) изменяются с периодическими нарастаниями и затуханиями колебаний самолета;

— штопоры, протекающие в виде падения листом по спиралевидной траектории;

— штопоры с нарастающими колебаниями самолета.

Примеры этих трех разновидностей неустойчивого нормального штопора приведены на рис. 4.3, 4.4 и 4.5. На графиках показаны полетные записи приборов-самописцев, полученные при летных испытаниях на штопор современных сверхзвуковых самолетов. Из рис. 4.3 видно, что в штопоре, протекающем в виде биений, изменения угловых скоростей и перегрузок (а значит и углов атаки и скольжения) происходят в виде циклических колебаний самолета (биений). Явление биений заключается в том, что амплитуды параметров, характеризующих движение колеблющейся системы (в частности, самолета), периодически то

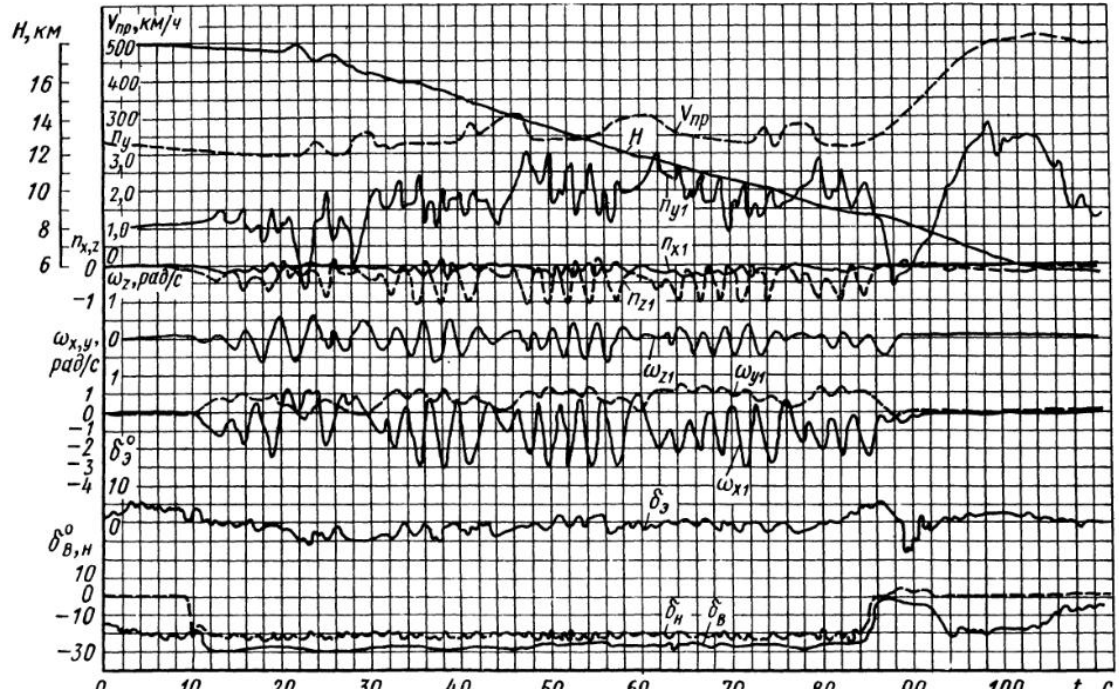


Рис. 4.3. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при выполнении неустойчивого левого нормального штопора в виде биений (режим штопора с $t \approx 13$ по $t \approx 87$ с)

возрастают, то убывают, в то время как колебания в пределах небольшого промежутка времени $t = \frac{\pi}{\nu_1 + \nu_2}$ остаются приблизительно гармоническими (синусоидальными). Биения возникают при наложении (суперпозиции) двух гармонических колебаний, имеющих разные амплитуды A_1 и A_2 и частоты ν_1 и ν_2, когда эти частоты мало отличаются одна от другой (например, на 1÷2%), а частота свободных колебаний самолета близка к

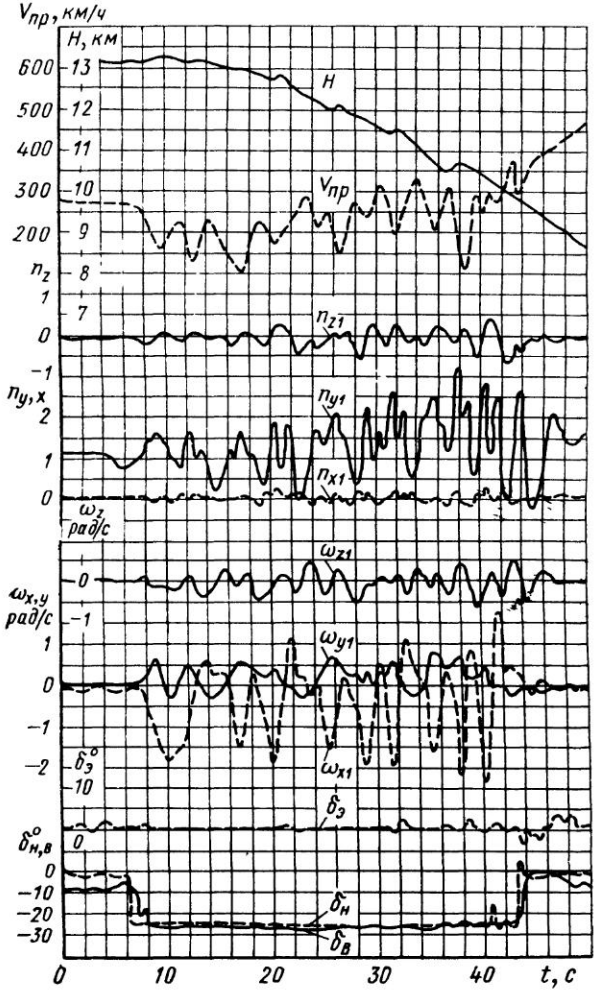


Рис. 4.4. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при выполнении неустойчивого нормального штопора в виде падения листом (режим штопора с $t \approx 9$ по $t \approx 42$ с; метод вывода № 1Н)

ν_1 и ν_2. Амплитуда такого результирующего колебания A является медленно меняющейся функцией времени, причем изменения ее происходят в пределах от $|A_1 - A_2|$ до $A_1 + A_2$ с частотой $\nu_б = |\nu_2 - \nu_1|$, называемой частотой биений.

В приведенном примере (см. рис. 4.3) в начале и конце каждого цикла биений ($t \approx 30$, 44, 60 и 76 с) угловые скорости крена

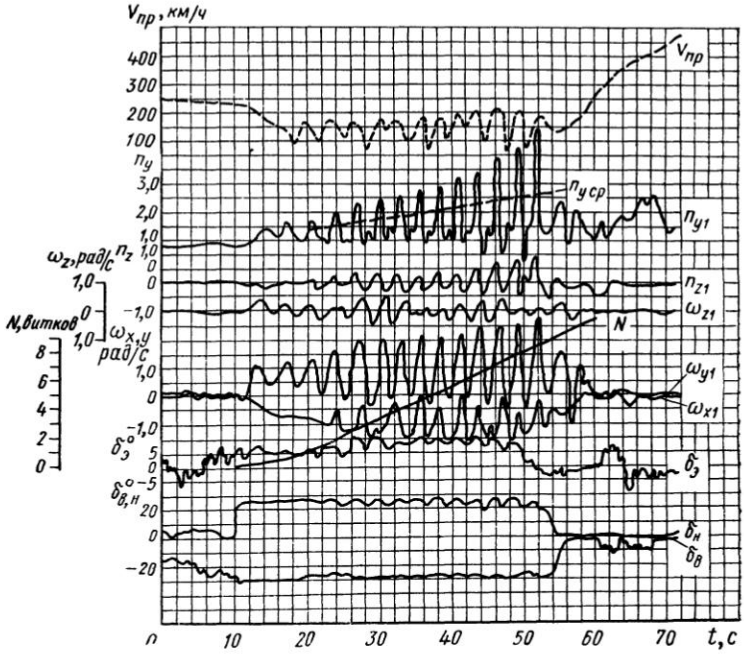


Рис. 4.5. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при выполнении неустойчивого правого нормального штопора с нарастающими колебаниями самолета (режим штопора с $t \approx 13$ по $t \approx 59$ с)

и рыскания оказываются равными нулю, а в середине цикла амплитуды их средних (осредненных) значений достигают своего максимума, т. е. в начале и конце каждого цикла биений вращение самолета практически прекращается, а к середине цикла вращение оказывается интенсивным, но сопровождается значительными колебаниями самолета. Особенно велики поперечные колебания самолета. В рассматриваемом режиме размахи колебаний угловых скоростей крена и рыскания временами достигают $\Delta\omega_{x1} \approx 4$ рад/с и $\Delta\omega_y \approx 1{,}4$ рад/с, а размахи колебаний перегрузок доходят до $\Delta n_{z1} \approx 1{,}2$ и $\Delta n_{y1} \approx 1{,}5$. Амплитуды угловых ускорений достигают по крену $\varepsilon_x \approx 3{,}5$ рад/с^2 ($t \approx 37 \div 38$ с) и по рысканию $\varepsilon_y \approx 1$ рад/с^2 ($t \approx 60 \div 61$ с). Цикличность биений сос-

тавляет примерно 14÷16 с. Как уже указывалось выше, между этими циклами наблюдаются остановки вращения самолета (особенно четко выражены эти остановки относительно его нормальной оси), сопровождающиеся возрастанием скорости в результате уменьшения угла атаки (n_{y1} падает, а скорость растет). В пределах каждого такого цикла колебаний (точнее, автоколебаний) колебания самолета происходят со средней частотой порядка 0,4÷0,5 колебаний в секунду, т. е. с периодом порядка 2,0÷2,5 с.

Показанный на рис. 4.4 режим штопора, протекающий в виде падения листом по спиралевидной траектории, сопровождается периодическими изменениями направления вращения и резкими изменениями положения самолета в пространстве. Так, например, в течение первых двух секунд после сваливания ($t \approx 8 \div 10$ с) нос самолета поворачивается влево, а кренение происходит на левое крыло (элемент левого нормального штопора). После этого вращение самолета относительно его нормальной оси приостанавливается ($\omega_{y1}=0$ в момент $t \approx 10$ с), а затем кратковременно ($t \approx 10 \div 11$ с) нос самолета поворачивается вправо, тогда как направление вращения самолета относительно его продольной оси остается неизменным. Потом угловая скорость рыскания опять меняет свой знак — начинается вращение самолета влево ($t \approx 11 \div 13$ с — элемент левого нормального штопора). Начиная с 13-й секунды одновременно меняют свой знак угловая скорость крена и угловая скорость рыскания — нос самолета поворачивается вправо, а кренение происходит на правое крыло ($t \approx 13 \div 16$ с — элемент правого нормального штопора). После этого появляется элемент левого нормального штопора ($t \approx 16 \div 18$ с), затем — весьма кратковременный элемент левого перевернутого штопора ($t \approx 18 \div 19$ с) и т. д. Такой режим также протекает с большими угловыми ускорениями самолета. Так, например, максимальные амплитуды углового ускорения крена достигают значений $\varepsilon_x \approx 1{,}5$ рад/с ($t \approx 20 \div 22$ с), а ускорения рыскания $\varepsilon_y \approx 1{,}0$ рад/с ($t \approx 34 \div 35$ с).

Из приведенного примера видно, что в таком режиме могут иметь место большие периодические изменения не только величин, но и знаков угловых скоростей (а также ускорений) крена и рыскания. Самолет летит, как бы переваливаясь с крыла на крыло с попеременными поворотами носа то вправо, то влево (движение типа падающего листа), при этом центр его тяжести движется по спиралевидной траектории. При движении типа падающего листа резкие изменения претерпевают углы атаки и скольжения, а также угловое положение самолета в пространстве (углы крена, рыскания и тангажа).

Режим неустойчивого правого нормального штопора, в процессе которого возникли нарастающие колебания (автоколебания) самолета, показан на рис. 4.5. Из графика видно, что четко выраженные нарастающие колебания нормальной перегруз-

ки начались примерно через 8÷10 с после возникновения сваливания. По истечении этого времени средняя величина нормальной перегрузки $n_{y\text{ср}}$ начала монотонно увеличиваться, а колебания n_{y1} относительно этой средней величины быстро нарастали. Так, например, в начале режима величина $n_{y\text{ср}}$ составляла около 1,5 ($t \approx 21 \div 23$ с), а в конце $n_{y\text{ср}}$ превысила 2,5. Амплитуда колебаний n_{y1} через 30 с после возникновения нарастающих колебаний достигла $\Delta n_{y1} \approx 4{,}5$. При этом скорость изменения нормальной перегрузки по времени $\dot{n}_{y1} = \frac{dn_{y1}}{dt}$ доходила до четырех единиц перегрузки в секунду. В процессе таких колебаний, происходивших с периодом порядка 2,5÷3 с, самолет периодически выходил то на весьма малые докритические (величины n_{y1} оказывались близкими к нулю), то на большие закритические углы атаки.

Несмотря на заметные различия в характеристиках рассмотренных выше трех разновидностей неустойчивых штопоров, общим для них является одно чрезвычайно важное обстоятельство — для вывода самолета из всех этих режимов требуется применять один и тот же метод вывода (метод № 1Н, см. гл. 7). Поэтому в принятой классификации они все отнесены к одному виду — неустойчивые штопоры (I вид нормальных штопоров).

Устойчивым называется штопор, в котором самолет не изменяет направления своего вращения ни по рысканию (неизменный знак угловой скорости рыскания ω_{y1}), ни по крену (неизменный знак средней величины угловой скорости крена $\omega_{x\text{ср}}$) и отсутствуют заметные для летчика остановки вращения. Вращение самолета в таких режимах оказывается сравнительно интенсивным и стабильным.

Устойчивые штопоры могут быть колебательными или равномерными. Устойчивый колебательный штопор (это сравнительно малоустойчивый режим) может сопровождаться весьма большими по амплитуде колебаниями угловой скорости крена, однако при этом амплитуды колебаний угловой скорости рыскания сравнительно невелики. Величины ω_{y1} в процессе колебаний не только не меняют свой знак, но даже не бывают равны нулю ($|\omega_{y1}| > 0$). Колебания перегрузки в устойчивом колебательном штопоре оказываются обычно меньшими, чем в неустойчивом. Средние углы атаки самолета в устойчивом колебательном нормальном штопоре, как правило, не превышают $\alpha_{\text{ср}} \approx \approx 30° \div 40°$. У современных сверхзвуковых самолетов в таких режимах штопора обычно $\alpha_{\text{ср}} \approx 35° \div 40°$. Малоустойчивый колебательный нормальный штопор — это обычно крутой штопор или близкий к нему по величинам $\alpha_{\text{ср}}$ пологий штопор.

На рис. 4.6 приведен пример устойчивого колебательного нормального штопора. Это левый нормальный штопор, он малоустойчив; для вывода самолета из него достаточно применения сравнительно слабого метода вывода — метода № 2Н (см. гл.

7). Это крутой штопор со средним углом атаки $\alpha_{ср} \approx 35°$. Размах колебаний угловой скорости крена в режиме достигал $\Delta\omega_{x1} \approx 3{,}5$ рад/с, а угловой скорости рыскания $\Delta\omega_{y1} \approx 0{,}8$ рад/с. На протяжении всего режима угловая скорость рыскания сохранялась положительной ($\omega_{y1} > 0$). Колебания нормальной перегрузки в основном происходили с амплитудой, не превышаю-

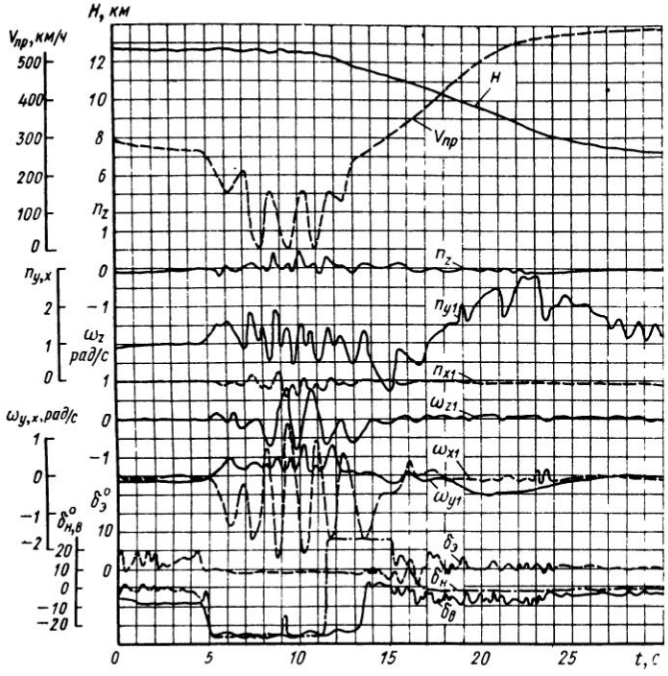


Рис. 4.6. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при выполнении устойчивого колебательного левого нормального штопора (режим штопора с $t \approx 6$ по $t \approx 16$ с; метод вывода № 2Н)

щей $\Delta n_{y1} \approx 1$, а колебания боковой перегрузки — с Δn_{z1} не более $\approx 0{,}5$.

Устойчивые равномерные штопоры протекают при сравнительно малых амплитудах колебаний самолета и характеризуются его интенсивным установившимся вращением со стабильным выдерживанием начального направления этого вращения. Устойчивые равномерные нормальные штопоры бывают двух видов: со средней степенью устойчивости (обычно это режимы пологого штопора) и весьма устойчивые (обычно это плоские или близкие к ним по величине $\alpha_{ср}$ пологие штопоры). Устойчивый равномерный штопор со средней степенью устойчивости протекает, как правило, при средних углах атаки самолета в ре-

жиме в диапазоне от $\alpha_{ср} \approx 30° \div 40°$ до $\alpha_{ср} \approx 60°$ (большей частью у современных сверхзвуковых самолетов в таком штопоре $\alpha_{ср} \approx 45°$).

Весьма устойчивый равномерный интенсивный штопор происходит при углах атаки, равных или превышающих $\alpha_{ср} \approx$

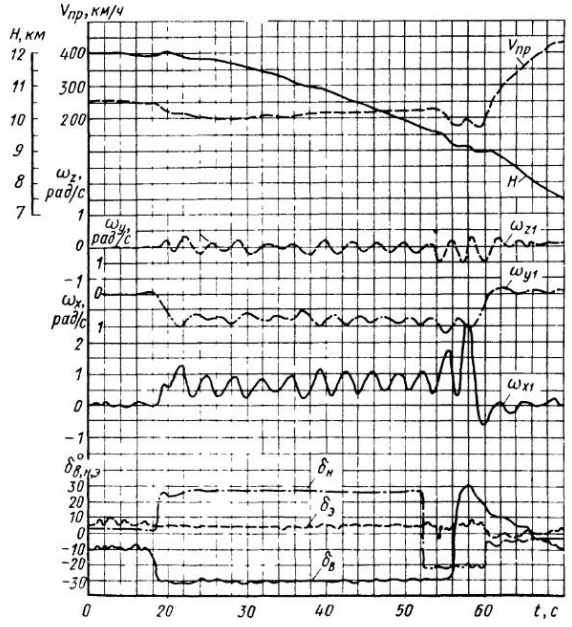


Рис. 4.7. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при выполнении устойчивого равномерного правого нормального штопора (режим штопора $t \approx 20$ по $t \approx 61$ с; метод вывода № 3Н)

$\approx 60° \div 70°$ с очень быстрым вращением самолета. У современных сверхзвуковых самолетов с треугольным крылом встречаются режимы такого весьма устойчивого штопора, протекающие при средних углах атаки, приближающихся к 90° (достигающих 80÷85°, а иногда и более), с очень большими средними угловыми скоростями (порядка 2÷3 рад/с и более) и сравнительно малыми колебаниями самолета. Для вывода самолета из такого режима равномерного весьма устойчивого интенсивного нормального штопора, как правило, применяется наиболее сильный метод вывода — метод № 4Н. Однако в некоторых (практически весьма редких) исключительных случаях даже применение этого метода не приводит к выходу самолета из такого штопора. В этих редких случаях требуется применять особые методы вывода, о которых будет сказано в гл. 7. Подобные

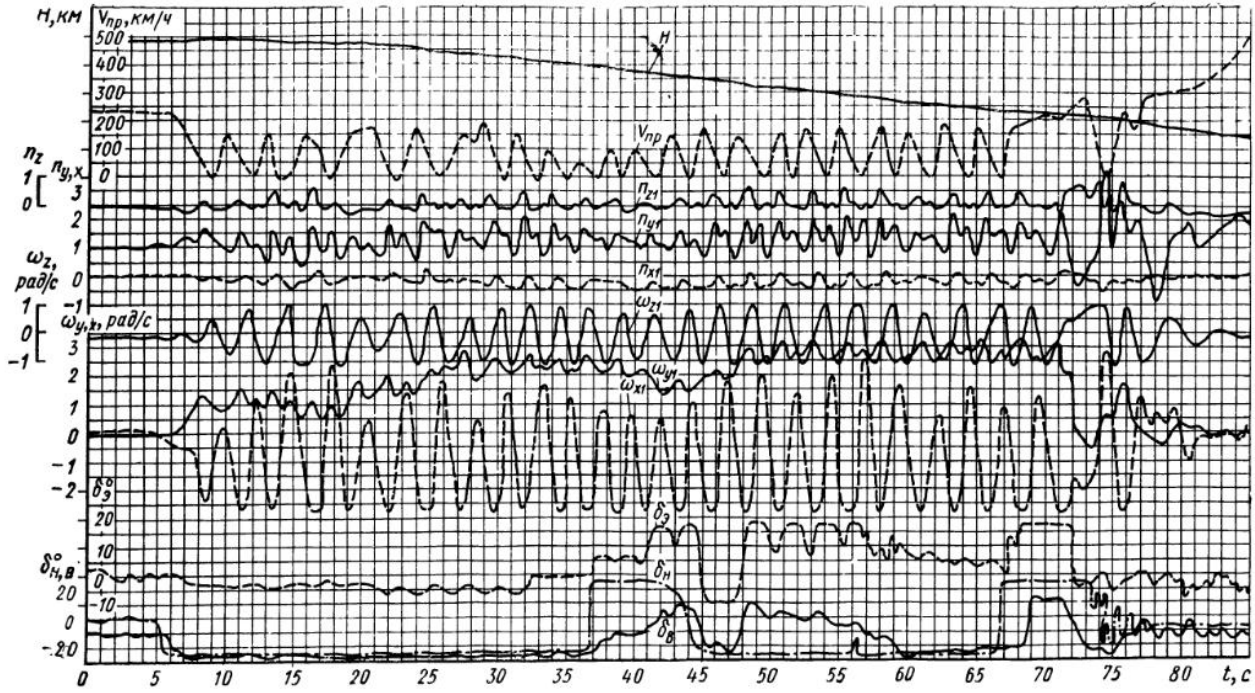


Рис. 4.8. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при выполнении весьма устойчивого равномерного левого нормального штопора (режим штопора с $t \approx 8$ по $t \approx 80$ с; метод вывода № 4Н)

весьма устойчивые равномерные интенсивные режимы перевернутого штопора с затрудненным выходом у современных самолетов, как правило, не встречаются.

Пример устойчивого равномерного нормального штопора приведен на рис. 4.7. В этом режиме $\alpha_{ср} \approx 45°$. Колебания угловых скоростей сравнительно невелики ($\Delta\omega_{x1\,max} \approx 1$ рад/с, $\Delta\omega_{y1\,max} \approx 0{,}3$ рад/с).

Равномерный (хотя и с большими колебаниями угловой скорости крена) нормальный штопор с весьма большой степенью устойчивости движения самолета показан на рис. 4.8. На рисунке средние углы атаки самолета превышали 70° (начиная с $t \approx 45$ с). При этом угловая скорость рыскания превышала 3 рад/с, однако колебания ее были относительно малы ($\Delta\omega_{y1} \approx \approx 0{,}8 \div 1$ рад/с), а отношение ее к средней угловой скорости рыскания не превышало $\frac{\Delta\omega_{y1}}{\omega_{y\,ср}} \approx 0{,}25 \div 0{,}3$.

Таким образом, в соответствии с принятым принципом классификации можно считать, что современным самолетам присущи четыре характерных вида нормального штопора (см. рис. 4.2):

I вид — неустойчивый нормальный штопор, для вывода из которого требуется применять метод № 1Н (см. гл. 7);

II вид — устойчивый колебательный нормальный штопор (метод вывода № 2Н);

III вид — устойчивый равномерный нормальный штопор (метод вывода № 3Н);

IV вид — очень интенсивный, весьма устойчивый равномерный нормальный штопор (метод вывода № 4Н).

4. 3. КЛАССИФИКАЦИЯ ПЕРЕВЕРНУТЫХ ШТОПОРОВ

Перевернутые штопоры современных самолетов бывают неустойчивыми и устойчивыми (рис. 4.9). Неустойчивый перевернутый штопор сравнительно однотипен — он не отличается таким количеством разновидностей, как неустойчивый нормальный штопор. Как правило, неустойчивый перевернутый штопор протекает в виде падения листом по спиралевидной траектории, только при этом самолет находится в перевернутом положении. Летная практика показывает, что у современных сверхзвуковых самолетов режимы неустойчивого перевернутого штопора встречаются сравнительно редко.

Пример неустойчивого перевернутого штопора показан на рис. 4.10. Из графика видно, что в начале режима при отклоненной на себя ручке управления ($\delta_в < 0$) и отклоненной вперед левой педали ($\delta_н < 0$) возник элемент левого нормального штопора ($\Delta t \approx 2 \div 3{,}5$ с).

После отклонения ручки управления от себя ($\delta_в > 0$) самолет перешел в неустойчивый перевернутый штопор. С момента

времени $t \approx 5$ по $t \approx 7$ с наблюдался элемент левого перевернутого штопора, с $t \approx 7$ по $t \approx 8$ с — элемент правого перевернутого штопора, с $t \approx 8$ по $t \approx 9{,}5$ с — элемент левого нормального штопора, с $t \approx 9{,}5$ с по $t \approx 11{,}5$ с — снова элемент правого перевернутого штопора и т. д. Режим сопровождается большими колебаниями угловых скоростей и перегрузок самолета.

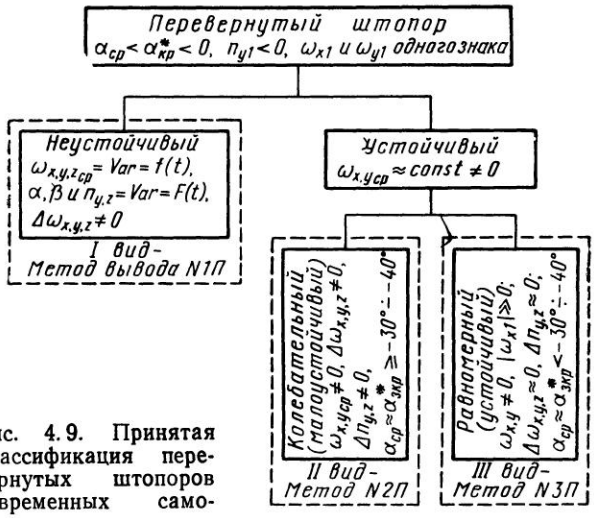


Рис. 4.9. Принятая классификация перевернутых штопоров современных самолетов

Устойчивые перевернутые штопоры разделяются на два вида: колебательные и равномерные. Колебательный перевернутый штопор — это малоустойчивый режим, сопровождающийся значительными колебаниями всех основных его параметров (угловых скоростей, углов атаки и скольжения, т. е. перегрузок). В колебательном перевернутом штопоре средние абсолютные величины угловых скоростей крена и рыскания обычно сравнительно близки между собой. Колебательные перевернутые штопоры обычно малоустойчивы.

В приведенном на рис. 4.11 примере показан режим, в начале которого возник равномерный правый нормальный штопор ($t \approx 10 \div 18$ с), который, однако, под влиянием сравнительно небольшого отклонения элеронов против штопора ($\Delta\delta_э \approx 3 \div 5°$) не успел развиться и перешел в колебательный правый нормальный штопор ($t \approx 18 \div 33$ с). В этом колебательном штопоре средние величины ω_{y1} и ω_{x1} весьма близки между собой: $|\omega_{yср}| \approx 0{,}9$ рад/с, а $\omega_{xср} \approx 1{,}2$ рад/с. Средний угол атаки самолета в этом режиме составлял $\alpha_{ср} \approx -37°$. Это малоустойчивый крутой перевернутый штопор.

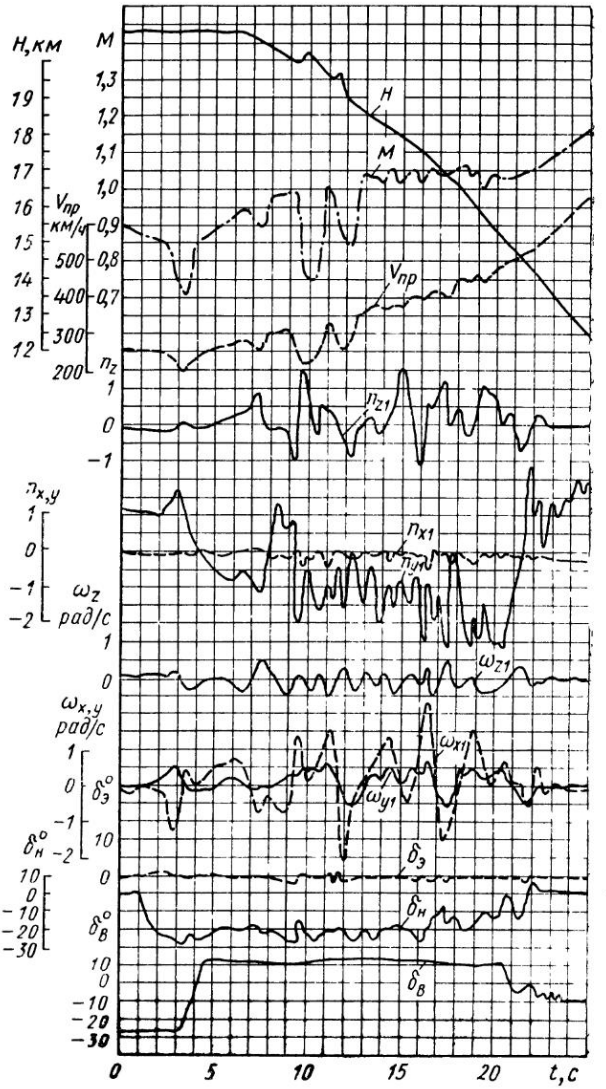


Рис. 4. 10. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при выполнении неустойчивого перевернутого штопора (режим штопора с $t \approx 3$ по $t \approx 24$ с; метод вывода № 1П)

Устойчивый равномерный перевернутый штопор протекает обычно при весьма больших абсолютных величинах угловой скорости крена (порядка 3 рад/с и более) со сравнительно малы-

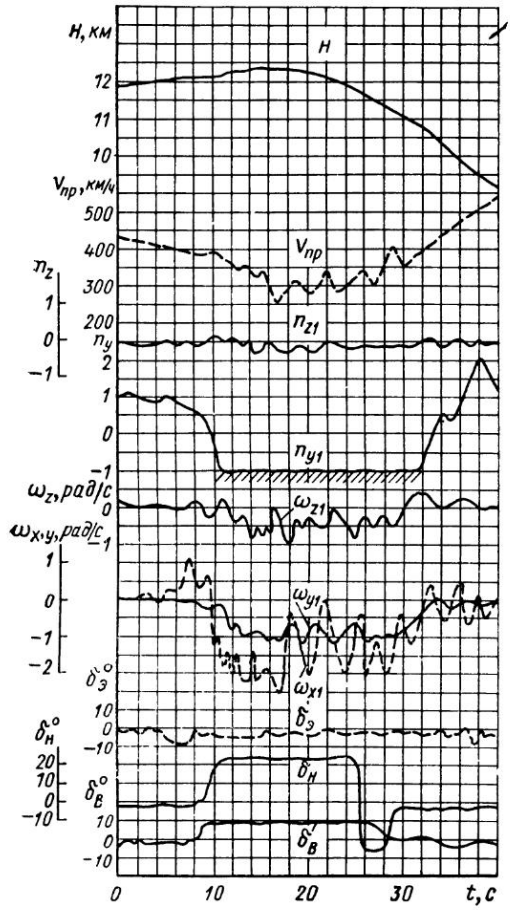


Рис. 4. 11. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при выполнении устойчивого правого перевернутого штопора (режим колебательного штопора с $t \approx 18$ по $t \approx 33$ с; метод вывода № 2П)

ми колебаниями самолета. Из рис. 4.12 видно, что в таком штопоре колебания угловых скоростей крена и рыскания практически отсутствуют. Угловая скорость крена кратковременно доходит по абсолютной величине до $|\omega_{x1}| \approx 3{,}1 \div 3{,}2$ рад/с. Средний угол атаки самолета в этом штопоре $\alpha_{ср} \approx -70°$. Это плоский

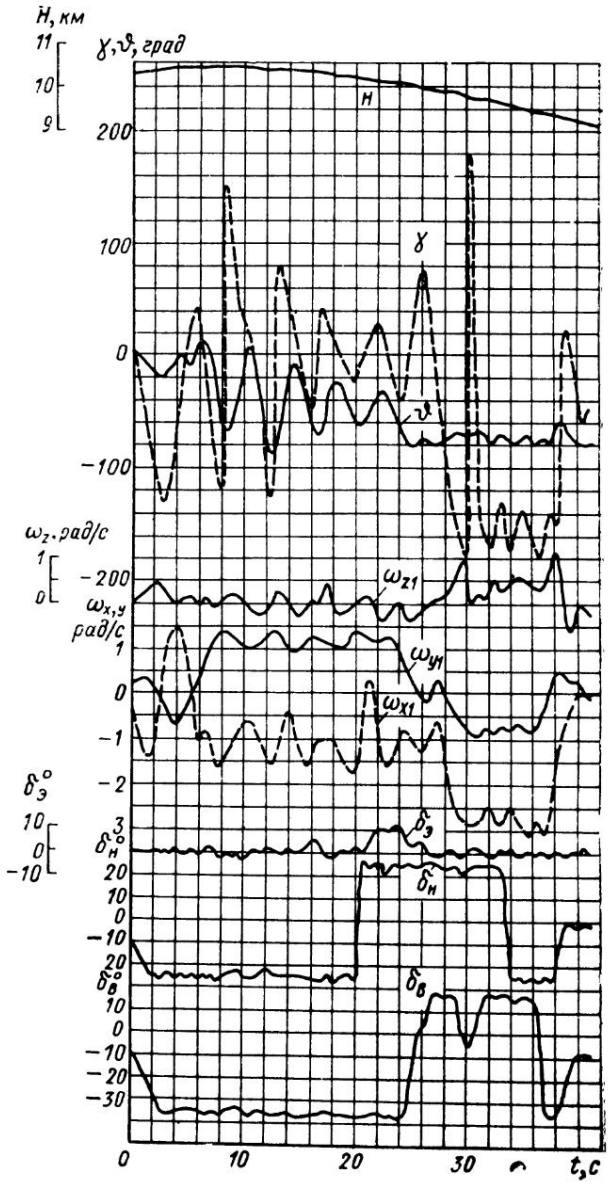


Рис. 4. 12. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при выполнении устойчивого равномерного правого перевернутого штопора (режим перевернутого штопора с $t \approx 28$ по $t \approx 40$ с; метод вывода № 3П)

перевернутый штопор. Из рис. 4.11 видно, что даже в неуспевшем развиться равномерном перевернутом штопоре (ω_{xcp} и ω_{ycp} монотонно нарастают) угловая скорость крена примерно через 7 с после начала режима достигает уже $|\omega_{x1}| \approx 2{,}5$ рад/с.

Устойчивый равномерный перевернутый штопор современных самолетов — это обычно плоский или иногда сравнительно близкий к нему по значениям α_{cp} пологий штопор. В отличие от режимов нормального штопора все режимы равномерного перевернутого штопора объединяются в один вид, так как для всех применим один и тот же метод вывода. Объясняется это тем, что, как правило, все режимы равномерного перевернутого штопора обладают меньшим разбросом присущих им значений α_{cp}, чем это имеет место в нормальном штопоре (специфика протекания зависимости $C_y = f(\alpha)$ в области отрицательных закритических углов атаки и других аналогичных характеристик, влияющих на характер штопора).

Методом пилотирования, требующимся для вывода самолета из плоского (или близкого к нему по величинам α_{cp} пологого) перевернутого штопора, является метод № 3П (см. гл. 7), тогда как для аналогичных режимов нормального штопора требуется более сильный метод вывода (с использованием элеронов — метода № 4Н).

Отсутствие необходимости применения более сильного метода вывода самолета (с использованием элеронов) из устойчивых режимов перевернутого штопора обусловлено тем обстоятельством, что в принципе самолеты выходят из перевернутого штопора легче, чем из нормального.

Таким образом, современным самолетам присущи три характерных вида перевернутого штопора:

I вид — неустойчивый перевернутый штопор, для вывода из которого требуется применять метод вывода № 1П (см. гл. 7);

II вид — устойчивый колебательный перевернутый штопор (метод вывода № 2П);

III вид — устойчивый равномерный перевернутый штопор (метод вывода № 3П).

ГЛАВА 5

РАЗНОВИДНОСТИ РЕЖИМОВ СВАЛИВАНИЯ

5.1. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СВАЛИВАНИЯ

Имеются два основных аспекта изучения характеристик сваливания: изучение аэродинамических характеристик самолета (характеристик его обтекания) и изучение динамики полета (характеристик движения центра тяжести самолета и его вращения относительно своего центра тяжести) на таких режимах. При этом рассматриваются как предсрывные (предшествующие сваливанию) режимы полета, так и непосредственно сами режимы сваливания (с момента начала сваливания и до возвращения самолета на эксплуатационные режимы полета) или, как их иногда называют, срывные режимы полета. Указанные режимы изучаются применительно ко всем условиям эксплуатации самолета: при всех эксплуатационных весах, центровках и конфигурациях самолета, режимах работы силовой установки, функциональных систем самолета, скоростях, числах M и высотах полета, перегрузках, атмосферных условиях и т. п. Поэтому при изучении сваливания, в первую очередь, внимание уделяется следующим вопросам.

1. Характеристикам управляемости и устойчивости, особенностям поведения, пилотирования и балансировки самолета в полете на больших докритических эксплуатационных (близких и равных ожидаемым величинам $\alpha_{доп}$) и докритических неэксплуатационных (в диапазоне $\alpha_{доп} < \alpha < \alpha_c$) углах атаки.

2. Наличию и характеру проявления признаков, сигнализирующих о приближении сваливания.

3. Склонности самолета к сваливанию (точнее — сопротивляемости самолета сваливанию) и возможности предотвращения попадания в этот режим.

4. Методам пилотирования, требующимся для предотвращения сваливания.

5. Скоростям сваливания и минимально допустимым скоростям полета, т. е. значениям $C_{y\,c}(\alpha_c)$ и $C_{y\,доп}(\alpha_{доп})$.

6. Особенностям поведения и пилотирования самолета при сваливании.

7. Возможностям парирования развития режимов сваливания и особенно дальнейшего перехода самолета в штопор.

8. Методам вывода самолета из сваливания и условиям восстановления эксплуатационных режимов полета (потере высоты при выводе из сваливания и т. п.).

5. 1. 1. Физические причины сваливания

Сваливание обусловлено появлением развитых областей срыва на крыле (срывом потока или просто срывом обычно называют отрыв потока, приводящий к нежелательным последствиям, т. е. заметно ухудшающий аэродинамические характеристики самолета). Срыв происходит под действием положительного градиента давления и под влиянием ламинарных и турбулентных вязких явлений. При отсутствии одного из этих двух факторов срыв (отрыв потока) не возникает. В зависимости от места возникновения зоны срыва (отрыва потока) по длине хорды профиля крыла различают носовой (с передней кромки) и хвостовой или диффузорный (с задней кромки) отрыв потока. Носовой отрыв бывает двух видов:

1) отрыв с передней кромки крыла сравнительно толстого профиля, когда поток внезапно отрывается у передней кромки и дальше продолжается зона оторванного потока;

2) отрыв потока с тонкого профиля, когда вблизи передней кромки отрывается ламинарный поток, затем он турбулизируется и вновь присоединяется, но уже как турбулентный поток с образованием так называемого «пузыря» (локализованной области оторвавшегося потока, простирающейся на ограниченное расстояние по длине и по нормали к хорде крыла) на верхней поверхности крыла. При увеличении угла атаки точка присоединения такого потока перемещается вниз по течению. Пузыри бывают двух видов: короткие и длинные. Короткий пузырь характерен тем, что при внезапном его разрушении происходит отрыв с передней кромки крыла с дальнейшим срывом потока, вызывающим резкое падение подъемной силы и повышение лобового сопротивления. Это наиболее нежелательный вид отрыва потока. Иногда возникает комбинированный отрыв потока: одновременно появляются зоны отрыва у передней и задней кромок крыла. В зависимости от положения начальной области отрыва потока по размаху крыла различают корневой, срединный и концевой отрыв потока.

Когда скорость потока, обтекающего крыло, ставится сверхзвуковой (при превышении критического числа М), возникает «скачок» (система скачков) уплотнения, который взаимодействует с пограничным слоем крыла. В результате этого взаимодействия может также возникнуть отрыв потока. Но и в этом случае, как и при дозвуковом течении, отрыв потока связан с увеличением давления в направлении течения. Однако в случае

сверхзвукового потока увеличение давления обусловлено наличием скачка уплотнения.

Сверхзвуковое турбулентное течение оказывает большее сопротивление отрыву потока, вызванному взаимодействием скачка уплотнения с пограничным слоем, чем ламинарное. Увеличение угла атаки приводит к перемещению скачка уплотнения назад по хорде (дальше от передней кромки крыла) с одновременным возрастанием его интенсивности. Если при этом интенсивность скачка уплотнения оказывается недостаточной для того, чтобы вызвать местный отрыв потока в виде локального пузыря, то скачок все же может вызывать утолщение пограничного слоя, приводящее к возникновению отрыва потока — но уже у задней кромки крыла. Проявление взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем, вызывающее отрыв потока, может быть весьма разнообразным — в зависимости от чисел M и Re, степени турбулентности потока и т. п.

Основными характеристиками сваливания являются: углы атаки (коэффициенты подъемной силы) сваливания, характер движения самолета в начале сваливания, максимальные угловые скорости вращения и угловые ускорения (в первую очередь, угловые скорости и ускорения крена и рыскания) и вертикальная скорость снижения самолета. Появление развившихся областей срыва потока на крыле при сваливании сопровождается обычно опусканием носа и (или) кренением самолета в результате местных потерь подъемной силы крыла в областях сорванного потока. В зависимости от направления движения самолета при сваливании различают три основные его разновидности: сваливание на нос, сваливание на крыло и сваливание по спирали. При симметричном зарождении и развитии областей срыва потока на правой и левой половинах крыла с увеличением угла атаки самолета возникают симметричные (по отношению к плоскости симметрии самолета x_1Oy_1) потери подъемной силы крыла, в результате чего происходит сваливание самолета на нос. В этом случае α_c (см. рис. 1.5) весьма близок или равен $\alpha_{кр}$ ($\alpha_c \approx \alpha_{кр}$). При существенно несимметричном развитии областей срыва потока на правой и левой половинах крыла вначале возникает кренение — происходит сваливание самолета на крыло, а затем уже и опускание носа самолета. Такое сваливание происходит обычно при α_c, заметно меньших $\alpha_{кр}$ ($\alpha_c < \alpha_{кр}$). Опускание носа самолета в этом случае обусловлено нарушением равновесия сил в направлении вертикали (подъемная сила меньше веса самолета), а также возникающим при кренении скольжением на опускающееся крыло. При этом восстанавливающий аэродинамический момент рыскания направлен на устранение возникающего скольжения. Под действием этого момента нос самолета поворачивается вниз.

При наличии ненулевой угловой скорости крена ($\omega_{x1} \neq 0$) углы атаки сечений на одной половине крыла будут увеличиваться,

а на другой — уменьшаться. Из-за такого увеличения углов атаки на одной половине крыла при его вращении будут более интенсивно развиваться местные области срыва потока. При этом возрастание подъемной силы самолета с увеличением угла атаки (начиная с околокритических углов атаки) может происходить значительно медленнее и сопровождаться уменьшением значений $\alpha_{кр}$ (рис. 5. 1). Асимметрия расположения областей срыва пото-

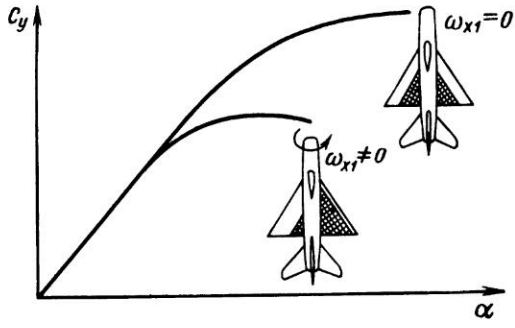


Рис. 5. 1. Изменение несущих свойств самолета при его вращении (заштрихованы области срыва потока)

ка по крылу, обусловленная появлением угловой скорости крена, в свою очередь, способствует дальнейшему увеличению абсолютной величины этой угловой скорости крена и т. д. То же самое может наблюдаться и на хвостовом оперении самолета.

У самолетов с прямым крылом корневой отрыв потока приводит обычно к опусканию носа и резкому увеличению степени продольной устойчивости, а срединный отрыв — также к опусканию носа, но с одновременным кренением самолета из-за асимметричного развития областей отрыва на левой и правой половинах крыла. Концевой отрыв может приводить к кренению самолета с опусканием носа и сопровождаться снижением или даже потерей эффективности поперечного управления (в первую очередь, из-за падения эффективности элерона на опускающейся половине крыла). У самолетов со стреловидным крылом влияние расположения областей отрыва потока по размаху сказывается точно так же, однако при этом перемещение области отрыва потока может более существенно влиять на продольное движение самолета. Наиболее неблагоприятным оказывается концевой отрыв потока, который может привести к появлению неустойчивости самолета по перегрузке. Выпуск закрылков на стреловидном крыле может значительно перераспределять подъемную силу по размаху крыла. Обычно это увеличивает несущие свойства срединной части полукрыла и приводит к перемещению областей начала отрыва потока к концам крыла. Последнее ведет к возрастанию

кабрирующих моментов, а при наличии асимметрии срыва — и кренящих моментов при сваливании самолета.

Падение C_{y1} при отрыве потока ведет к общему уменьшению подъемной силы крыла, а увеличение C_{x1} приводит к резкому увеличению сопротивления и, следовательно, к падению аэродинамического качества. При переходе через критический угол атаки возникает ускорение, направленное назад и вниз. Оно обусловлено приращением аэродинамической силы, направленным назад — вниз и приложенным в фокусе срыва. По аналогии с распространенным понятием аэродинамического фокуса, идея которого была заложена в работе С. А. Чаплыгина «К общей теории крыла монопланa», опубликованной в 1922 году, В. С. Пышновым [32] введено понятие фокуса срыва (фокуса срывных режимов обтекания). В работе [32] даны методы расчета фокусов срыва крыла и самолета. Показано, что при плавном развитии отрыва потока фокус срыва крыла располагается обычно в непосредственной близости от передней кромки крыла, а при резком отрыве — недалеко от фокуса плавного обтекания (примерно на 10÷16% хорды). Фокус срыва самолета может располагаться далеко впереди передней кромки крыла — при этом возникают значительные моменты на пикирование (устойчивый по перегрузке самолет).

Характеристики сваливания определяются не только местом зарождения срыва потока (например, концевой или корневой срыв), но также быстротой и характером развития областей срыва потока на верхней поверхности крыла. Если бы самолет и условия обтекания были идеально симметричными, то и распространение областей срыва по обеим половинам крыла было бы одинаковым. В этом случае кренение самолета при сваливании не возникало бы. Однако в реальных условиях обычно всегда существует какая-то асимметрия самолета и обтекающего его потока, а следовательно, существует асимметрия срыва, приводящая к появлению кренящих моментов (наиболее опасных при сваливании). Указанная асимметрия может быть вызвана наличием скольжения, геометрическими или жесткостными различиями правой и левой половин крыла, влиянием гироскопического момента двигателей, начальной угловой скоростью крена $\omega_{x1} \neq \neq 0$ и т. п. Из всех этих факторов решающим для самолетов со стреловидным и треугольным крыльями оказывается обычно скольжение.

Если до выхода самолета на углы атаки, близкие к α_c, области срыва потока на обеих половинах крыла развиваются симметрично, а асимметрия обтекания возникает лишь при подходе к α_c, то сваливание происходит в виде опускания носа с практически одновременным кренением самолета (одновременные движения крена и тангажа большой амплитуды). В этом случае α_c может быть меньше или равен $\alpha_{кр}$. Последний вид сваливания обычно имеет место у сверхзвуковых самолетов. Обусловлено это несимметричным зарождением и развитием областей срыва пото-

ка на крыле большой стреловидности и сравнительно малого удлинения, что при большой скорости распространения областей срыва по крылу вызывает появление относительно больших кренящих, а также заворачивающих аэродинамических моментов. В результате возникает движение самолета по спиралевидной траектории (сваливание по спирали).

Появление больших кренящих и заворачивающих моментов при большой скорости распространения областей срыва потока по крылу объясняется следующим образом. Допустим, что на правой половине крыла область срыва потока появилась раньше, чем на левом. Из-за большой скорости распространения эта область срыва начнет быстро разрастаться и вскоре может охватить большую часть правой половины крыла, тогда как на левой половине крыла область срыва за этот короткий промежуток времени еще не успела возникнуть. В результате подъемная сила правой половины крыла значительно снижается, а его лобовое сопротивление заметно возрастает. Из-за этого даже при относительно небольшом размахе крыла возникают достаточно большие аэродинамические моменты, обусловленные таким несимметричным расположением областей срыва потока: кренящий (на правой половине крыла) и заворачивающий (в сторону правой половины крыла).

У самолетов со стреловидным и треугольным крылом на больших углах атаки степень поперечной статической устойчивости оказывается (при прочих равных условиях) заметно большей, чем у самолетов с прямым крылом. Поэтому при кренении самолета с таким крылом возникают большие восстанавливающие моменты крена $M_{x\beta} = M_{x^1}^{\beta}\beta$, препятствующие развитию движения крена. Это способствует тому, что у самолетов со стреловидным и треугольным крылом больше проявляется тенденция к сваливанию на нос, а не на крыло.

В результате углы крена, развивающиеся при сваливании самолетов со стреловидным и треугольным крылом, в сопоставимых условиях оказываются заметно меньшими, чем у самолетов с прямым крылом.

В качестве примера на рис. 5. 2 приведены полетные записи приборов-самописцев, полученные при сваливании с дальнейшим переходом в штопор двух сравнительно однотипных (по назначению и принципу компоновки) самолетов: дозвукового самолета с нестреловидным крылом МиГ-9 и сверхзвукового самолета с треугольным крылом МиГ-21. Несмотря на значительно меньший разнос масс в направлении оси Oz_1 самолет МиГ-21 при сваливании кренится менее интенсивно, чем самолет МиГ-9. Из графиков видно, что примерно за 3 с с момента начала сваливания у самолета МиГ-9 угловая скорость крена достигла величины $\omega_{x1} \approx 2{,}0$ рад/с и далее продолжала увеличиваться, тогда как у самолета МиГ-21 за это время угловая скорость крена достигла своего максимума, равного $\omega_{x1} \approx 0{,}65$ рад/с, и затем начала

уменьшаться. Следовательно, угол крена при сваливании за рассматриваемый промежуток времени у самолета МиГ-9 был примерно в 3 раза бóльшим, чем у самолета МиГ-21.

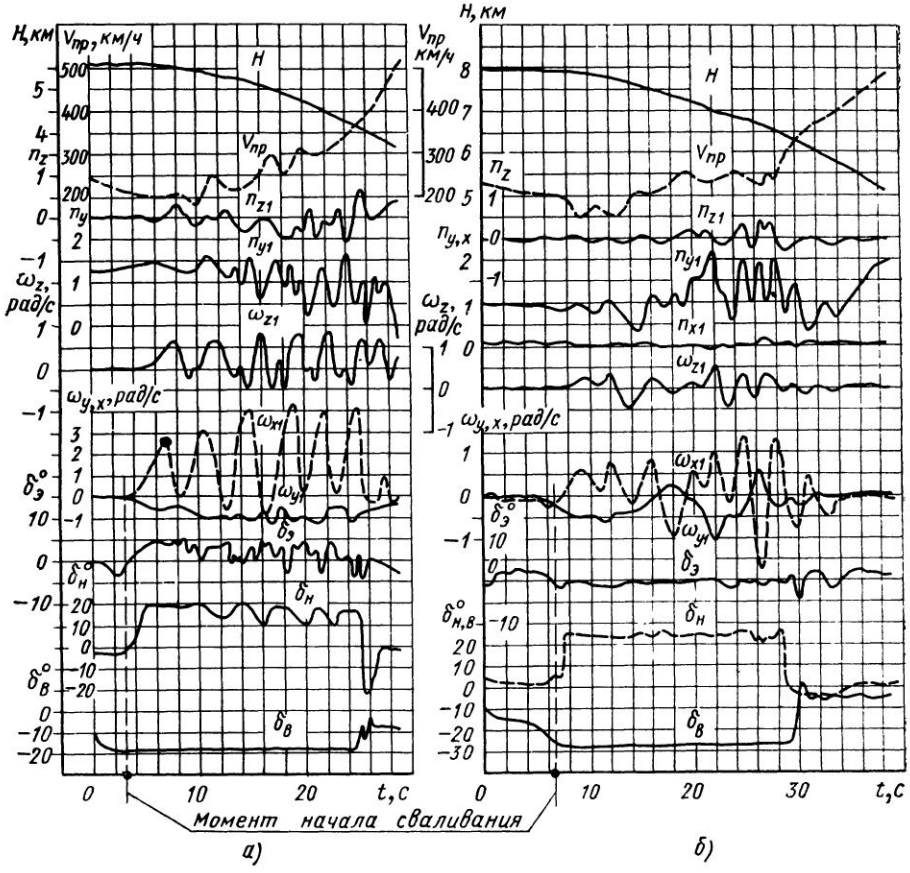


Рис. 5. 2. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при сваливании с дальнейшим переходом в штопор самолетов МиГ-9 (*а*) и МиГ-21 (*б*)

5. 1. 2. Сваливание и безопасность полета

Для повышения безопасности полета необходимо стремиться обеспечивать на всех самолетах хорошие характеристики сваливания. Под хорошими характеристиками сваливания понимается следующее:

— появление при возникновении сваливания движения самолета с опусканием носа практически без кренения или с достаточно медленным кренением;

— сохранение достаточных запасов управляемости и устойчивости самолета после возникновения сваливания, позволяющих избегать попадания его в неуправляемые положения;

— наличие своевременно проявляющихся и отчетливо различимых летчиком предупреждающих признаков;

— хороший выход из сваливания (сравнительно простые методы пилотирования для вывода самолета из сваливания, небольшая потеря высоты на выводе и т. п.);

— легкий выход самолета из крена и снижения после вывода его из сваливания, позволяющий уверенно предотвращать превышение предельно допустимых скоростей и чисел M полета в процессе снижения самолета уже на докритических углах атаки и т. п.;

— сохранение работоспособности двигателей в процессе и после сваливания.

Следует, однако, оговорить, что «хорошие характеристики сваливания» — это в значительной степени качественный, а не количественный критерий, скорее субъективный, чем объективный. Во многом такая оценка определяется летным мастерством и индивидуальными особенностями летчика. Так, в частности, для хорошей оценки летчиками характеристик сваливания не обязательным является движение самолета с опусканием носа, если на этом самолете имеются хорошие предупреждающие признаки и сохраняется достаточная эффективность руля высоты на околокритических углах атаки. Наблюдающийся, как правило, весьма широкий диапазон изменения характеристик выхода из сваливания также в основном зависит от квалификации и тренированности летчиков.

Большое значение с точки зрения повышения безопасности полета имеют установленные на самолете автоматические или полуавтоматические устройства, препятствующие выходу за определенные эксплуатационные ограничения (по углам атаки и скольжения, перегрузкам, углам крена и т. п.), а если это все же произошло — то препятствующие сваливанию самолета. Особенно важно это при полете на малых высотах. Если самолет не имеет естественных предупреждающих признаков — надо создавать искусственные, если не имеет четко выраженного характерного движения при сваливании (трудно распознается сваливание) — необходимо обеспечить летчика надежной искусственной информацией о возникновении сваливания (например, типа тактильной сигнализации) с принудительным отклонением ручки управления на парирование сваливания, о чем будет сказано ниже. Основной задачей всех этих устройств является предотвращение сваливания самолета.

Под плохими характеристиками сваливания обычно понимается: резкое опускание или поднимание носа самолета при сваливании, недостаточная эффективность рулей при подходе и в сваливании, чрезмерная тряска конструкции, развитие

неуправляемого кренения, резких бросков самолета с крыла на крыло, потеря путевой устойчивости с развитием дивергентного движения рыскания или резких боковых колебаний самолета, значительная нестабильность характеристик сваливания (от режима к режиму) и т. п. Обеспечение хороших характеристик сваливания — одна из основных задач конструктора.

Как уже указывалось, сваливание обусловлено возникновением развитых зон отрыва потока с поверхности крыла в связи с выходом самолета на околокритические углы атаки, что в основном характеризуется следующими специфическими признаками:

— появлением нелинейности протекания кривой $C_y = f(\alpha)$;

— изменением степени продольной статической устойчивости самолета и наклона балансировочных кривых отклонений руля высоты по углу атаки $\delta_в = F(\alpha)$;

— падением, а иногда и практически полной потерей эффективности элеронов;

— возникновением более или менее заметных признаков близкого сваливания (предупреждающей аэродинамической тряски конструкции, подергиваний рычагов управления, покачиваний самолета и т. п.);

— развитием угловых скоростей (ускорений) и углов отклонения самолета от исходного управляемого режима полета, не парируемых отклонениями рулей без уменьшения угла атаки самолета до $|\alpha| < |\alpha_c|$.

Важно отметить, что характеристики сваливания определяются как аэродинамическими и инерционными характеристиками самолета, так и применяемыми методами пилотирования.

У самолетов со стреловидным крылом степень продольной статической устойчивости при сваливании обычно уменьшается (она может начинать уменьшаться на больших углах атаки еще до возникновения сваливания, способствуя тем самым выходу самолета на околокритические углы атаки). Иногда возникает нейтральность или даже неустойчивость самолета по перегрузке. Поэтому несмотря на падение эффективности продольного управления наклон кривых $\delta_в = F(\alpha)$ уменьшается, а иногда и меняет свой знак — возникает неустойчивость (так называемая «ложка») по перегрузке. У самолетов с прямым крылом запасы устойчивости на больших углах атаки возрастают и отрицательный наклон кривой $\delta_в = F(\alpha)$ значительно увеличивается.

Возникновение сваливания еще не означает неизбежного попадания самолета в штопор. Если летчик правильно и своевременно принимает меры по выводу самолета из сваливания, то, как правило, это приводит к возвращению самолета на докритические режимы полета (докритические углы атаки). Если же по какой-либо причине после сваливания самолета летчик не применит требуемый метод пилотирования для возвращения самолета в исходный докритический режим полета или если почему-либо принятые меры оказываются недостаточными, то самолет в

процессе развития режима сваливания может перейти в новый режим полета — попасть в штопор. Попадание самолета в штопор происходит только в том случае, если в процессе развития режима сваливания возникает авторотация самолета.

Достаточно надежно предопределить характеристики сваливания, а тем более — штопора самолета еще на стадии его проектирования практически невозможно. Такая оценка может быть дана только по результатам летных испытаний данного самолета.

Следует отметить, что термин сваливание применим только к самолету в целом. Нельзя говорить о сваливании крыла. Можно говорить о срыве потока с крыла, приводящем к сваливанию самолета в целом. Обусловлено это тем, что даже с чисто аэродинамической точки зрения не только срыв потока с крыла характеризует режим полета самолета, называемый сваливанием. Срыв потока с крыла приводит к изменению поля скосов потока в области расположения хвостового оперения, к изменению условий интерференции крыла с фюзеляжем и т. п. Характеристики симметричного сваливания (движение самолета в плоскости симметрии) зависят от аэродинамического взаимовлияния условий обтекания крыла, фюзеляжа и горизонтального оперения. Асимметричное сваливание определяется аэродинамикой комбинации крыла, фюзеляжа, горизонтального и вертикального хвостового оперения.

5.1.3. Три типа зависимостей $C_y=f(\alpha)$

Движение самолета при сваливании в основном определяется характером протекания зависимости $C_y=f(\alpha)$ при углах атаки $|\alpha|\geqslant|\alpha_c|$. Чем резче изменяется угол наклона этой кривой, а следовательно, и частная производная $a_y=\partial C_y/\partial\alpha$ по углу атаки, тем резче происходит сваливание самолета и тем вероятней при этом возникновение кренения. По резкому изменению производной a_y (производная коэффициента подъемной силы по углу атаки) в области околокритических и близких к ним закритических углов атаки зависимости $C_y=f(\alpha)$ различных самолетов в первом приближении могут быть разделены на три основных типа (рис. 5.3), для каждого из которых в отдельности характерным является следующее.

Тип 1. Наличие четко выраженного максимума кривой $C_y=f(\alpha)$ с интенсивным, но не скачкообразным, а сравнительно плавным изменением коэффициента подъемной силы при переходе к закритическим углам атаки.

Тип 2. Наличие пикообразного максимума с весьма резким (практически скачкообразным) падением коэффициента подъемной силы при превышении критического угла атаки. В этом случае производная a_y во всем диапазоне докритических углов атаки остается практически неизменной.

Тип 3. Отсутствие четко выраженного максимума кривой $C_y=f(\alpha)$, когда величины коэффициента подъемной силы в широком диапазоне околокритических углов атаки оказываются сравнительно близкими к $C_{y\,max}$.

Зависимости $C_y=f(\alpha)$ первого типа характерны для дозвуковых самолетов, третьего типа — для сверхзвуковых самолетов. Второй тип зависимости $C_y=f(\alpha)$ встречался у старых дозвуковых самолетов с прямым крылом большой относительной толщины.

Более плавный характер протекания зависимости $C_y=f(\alpha)$ в районе максимума этой кривой и меньшие величины $C_{y\,max}$ у

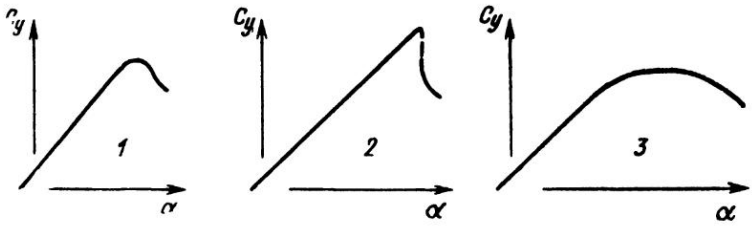


Рис. 5 3. Три типа зависимостей $C_y=f(\alpha)$

сверхзвуковых самолетов объясняются в основном сравнительно малым удлинением и большой стреловидностью крыла, меньшей относительной толщиной крыла и более острой его передней кромкой. Тонкое крыло малого удлинения более подвержено появлению ранней турбулизации обтекания — у него значительно раньше (на значительно меньших, чем у крыла большого удлинения, углах атаки) возникают местные области турбулизированного потока. Вызванное турбулизацией энергизирование потока приводит к затягиванию развития срыва потока с крыла. Кроме того, пики разряжения на верхней поверхности такого крыла оказываются меньшими. Поэтому при появлении развитых областей срыва потока и связанного с этим исчезновения указанных пиков разрежения перепад давления (изменение результирующей аэродинамической силы крыла) оказывается не таким большим и происходит более плавно, чем у крыла большого удлинения.

Отношение периметра к площади крыла в случае малого его удлинения оказывается бóльшим, чем у крыла большого удлинения. Рассмотрим для наглядности два прямоугольных крыла одинаковой хорды — крыло малого и крыло большого удлинения.

Обозначим размах и хорду первого соответственно через l и b. Тогда его периметр $\Pi_1=2(l+b)$, а площадь $S_1=lb$. Если размах крыла большого удлинения превышает размах крыла малого удлинения на Δl, то периметр и площадь такого крыла боль-

шого удлинения будут соответственно равны: $П_2=2(l+\Delta l+b)$ и $S_2=(l+\Delta l)b$. Из этого получаем

$$\frac{П_1}{S_1}:\frac{П_2}{S_2}=1+\frac{b\Delta l}{l(l+\Delta l+b)}>1.$$

Так как отношение периметра к площади возрастает, то, следовательно, у крыла малого удлинения усиливается влияние перетекания потока на кромках на характер обтекания всего крыла, ибо увеличивается часть поверхности крыла, на которую непосредственно воздействует перетекание. Это способствует уменьшению пиков разрежения и дополнительному, а главное — постепенному уменьшению разрежения на верхней поверхности крыла с увеличением угла атаки. Благодаря меньшим пикам разрежения, более ранней и интенсивной турбулизации обтекания и меньшим пульсациям давления обтекание крыла малого удлинения при увеличении угла атаки является более устойчивым. Поэтому появление полного или близкого к этому срыва потока на крыле малого удлинения (появление развитых областей срыва, охватывающих практически все крыло, или бóльшую его часть) затягивается. Срыв возникает на значительно бóльших углах атаки.

Первый тип зависимости $C_y=f(\alpha)$ характерен для сравнительно тонких профилей крыла с относительно малыми радиусами носка и даже для не очень тонких профилей при малых числах Re. Это профили, на которых ламинарный пограничный слой отрывается у передней кромки, затем он турбулизируется и опять присоединяется к поверхности профиля крыла, образуя сравнительно протяженную по хорде область отрыва (длинный пузырь). С увеличением угла атаки такая область отрыва потока расширяется в направлении к задней кромке крыла, при некотором угле атаки достигает ее, образуя относительно плавный срыв потока. При таком характере обтекания отрыв потока может оказывать значительное влияние на протекание зависимостей $C_y=f(\alpha)$, $C_x=F(\alpha)$ и $m_z=\varphi(\alpha)$ в широком диапазоне углов атаки. Увеличение числа Re может приводить к более резкому протеканию зависимости $C_y=f(\alpha)$ в окрестности ее максимума, т. е. приближать ко второму типу этой зависимости.

Второй тип зависимости $C_y=f(\alpha)$ характерен для профилей крыла, отличающихся острыми пиками разрежения в носовой части, у которых отделение ламинарного пограничного слоя возникает значительно ближе к передней кромке. У этих профилей с увеличением угла атаки область отрыва ламинарного пограничного слоя перемещается к передней кромке. Отделившаяся часть пограничного слоя быстро турбулизируется и затем опять присоединяется к профилю крыла, образуя мало протяженную по хорде область отрыва (короткий пузырь). С дальнейшим увеличением угла атаки эта область уменьшает-

ся, а затем разрушается, вызывая внезапный резкий отрыв потока.

Третий тип зависимостей $C_y=f(\alpha)$, как уже отмечалось, характерен для профилей крыла, обеспечивающих сглаженные пики разрежения в носовой части. У таких профилей отсутствуют значительные неблагоприятные градиенты давления в хвостовой части. При этом обычно турбулентный пограничный слой отделяется от профиля вблизи задней кромки. Точка отделения потока перемещается вперед с увеличением угла атаки. На самолетах, имеющих крылья с такими профилями, увеличение числа Re благодаря уменьшению толщины турбулентного пограничного слоя может повышать значение $C_{y\max}$ (при этом точка перехода может смещаться вперед, не нарушая плавности протекания характеристик в окрестности $C_{y\max}$).

5.2. ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ КРЫЛА В ПЛАНЕ

Рассмотрим подробнее влияние формы крыла в плане на место зарождения области отрыва потока на крыле. На рис. 5.4 схематически показаны области зарождения отрыва потока (заштрихованы) при выходе на большие углы атаки для шести типов крыльев.

1. Нестреловидное (трапециевидное) крыло сравнительно большого удлинения и малого сужения.

2. Нестреловидное (трапециевидное) крыло сравнительно большого удлинения и сужения.

3. Стреловидное крыло с малым углом стреловидности сравнительно большого удлинения и малого сужения.

4. Стреловидное крыло с большим углом стреловидности также сравнительно большого удлинения и малого сужения.

5. Треугольное крыло малого удлинения с большим углом стреловидности закругленной передней кромки.

6. Треугольное крыло малого удлинения с большим углом стреловидности и острой передней кромкой (справа на рис. 5.4).

Схема, приведенная на рис. 5.4, наглядно иллюстрирует тот факт, что в сопоставимых условиях увеличение сужения и угла стреловидности крыла приводит к смещению области зарождения срыва потока к концам крыла. У стреловидного крыла с сечением, постоянным по размаху, без крутки распределение давления существенно изменяется в направлении размаха крыла (рис. 5.5). Даже на малых углах атаки распределение давления по хорде в корневых и концевых сечениях крыла существенно различается. По сравнению с нестреловидным крылом у стреловидного наблюдается возрастание разрежения в хвостовой части корневой хорды, а также и у носка концевой хорды (носовые пики разрежения). Увеличение угла атаки приводит к уменьшению пиков разрежения в корневых сечениях и к увеличению их в концевых сечениях крыла. В корневых сечениях возникает

тенденция к появлению срыва потока у задней кромки, а в концевых — к срыву потока у передней кромки. Увеличение угла атаки приводит также к усилению влияния трехмерного обтекания крыла, к увеличению влияния вязкости. У стреловидного

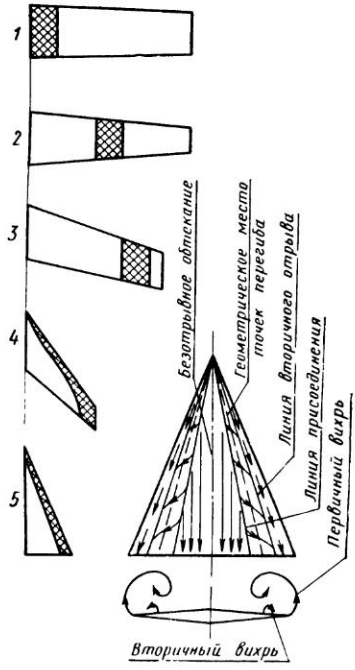


Рис. 5.4. Схематическое изображение влияния формы крыла в плане на место зарождения области срыва потока

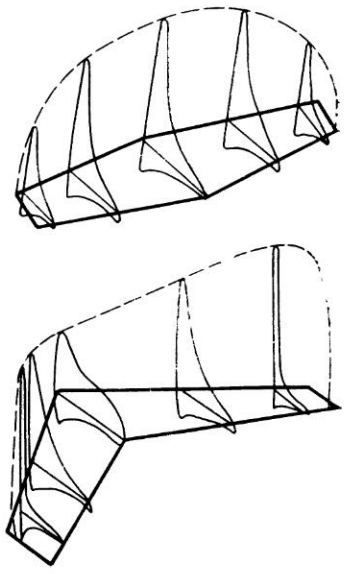


Рис. 5.5. Сравнение эпюр распределения давления по хорде у нестреловидного (трапециевидного) и стреловидного крыла

крыла (при отсутствии аэродинамических гребней, соответствующей крутки крыла и т. п.) возникает перетекание пограничного слоя вдоль крыла — от корневой его части к концевой, особенно вблизи задней кромки. Это обеспечивает благоприятное естественное управление пограничным слоем в корневой части крыла, однако приводит к утолщению турбулентного пограничного слоя вблизи его концов, способствующему концевому отрыву потока.

При средних значениях угла стреловидности крыла, обладающего умеренными удлинением и сужением, концевой срыв потока с крыла может приводить к появлению неустойчивости самолета по перегрузке (к появлению так называемой «ложки по

перегрузке» — кривая $m_z=\varphi(\alpha)$ напоминает по форме ложку). Наглядно это может быть пояснено следующим образом (см. рис. 5.5). Концевой срыв приводит к падению разрежения на верхней поверхности концов крыла, вызывающему появление момента на кабрирование. Этот моменг, способствуя увеличению угла атаки самолета, обусловливает дальнейшее разрастание области срыва потока и т. д. В реальных условиях, естественно, картина оказывается значительно более сложной. Возникновению неустойчивости по перегрузке могут также способствовать уменьшение упругих деформаций крыла в результате появления срыва потока, подтормаживание и изменение скоса потока в области расположения горизонтального оперения и т. п.

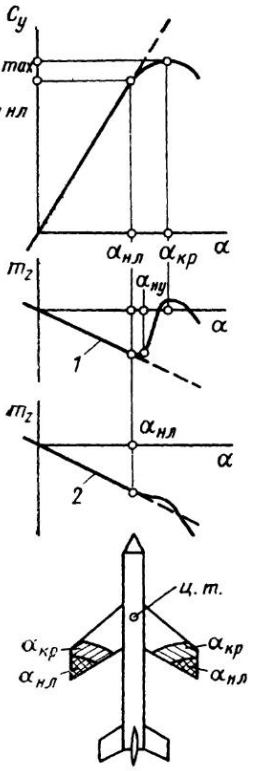


Рис. 5.6. Схема, иллюстрирующая возникновение неустойчивости по перегрузке на больших углах атаки

Начало нелинейного протекания $\alpha_{нл}$ (рис. 5.6) зависимости $C_y=f(\alpha)$ обусловлено появлением развитых областей концевого срыва потока, приводящих и к нарушению линейности протекания зависимости $m_z=\varphi(\alpha)$. Увеличение угла атаки (после возникновения срыва потока) приводит к разрастанию области сорванного потока, распространяющейся в направлении к корневым сечениям крыла. Здесь в зависимости от профиля крыла, числа Re и т. п. возникает отрыв потока у передней или у задней его кромок. Возрастание подъемной силы безотрывно обтекаемых корневых сечений крыла парируется падением подъемной силы концевых его сечений. Начиная с некоторого угла атаки ($\alpha_{ну}$ — угол атаки начала неустойчивости) момент на кабрирование, обусловленный падением подъемной силы концевых сечений крыла, может по абсолютной величине превысить момент на пикирование, создаваемый безотрывным обтеканием корневых сечений. Возникает продольная статическая неустойчивость самолета по перегрузке: $m_z^{c_y}>0$ (сплошная кривая *1* $m_z=\varphi(\alpha)$ на рис. 5.6). Такое явление чаще всего возникает на самолетах со стреловидным крылом, имеющим средние (не малые и не большие) величины угла стреловидности, и сравнительно высоко расположенным горизонтальным оперением, о чем подробней будет сказано ниже.

При неустойчивости по перегрузке сваливание может начинаться с подъемом (точнее, в процессе подъема) носа самолета. Затем обычно возникает сложное пространственное движение самолета с кренением, в процессе которого кабрирование прекращается. После этого начинается движение самолета по спирали с опусканием носа, сопровождаемое, как правило, интенсивным кренением самолета. Значения $C_{y\,max}$ в таких случаях достигаются обычно незадолго до распространения области срыва потока практически по всему размаху крыла.

Аэродинамические характеристики самолета при больших углах атаки могут существенно зависеть, в частности, от высоты расположения горизонтального оперения (по отношению к плоскости хорд крыла) и удаленности его от задней кромки крыла. Развитие срыва потока на верхней поверхности крыла значительно уменьшает скос потока за крылом. При низком расположении горизонтального оперения (ниже плоскости хорд крыла) это обычно улучшает характеристики продольной устойчивости самолета (уменьшает отрицательную подъемную силу горизонтального оперения), вызывая появление восстанавливающих моментов — моментов на пикирование. В некоторых случаях эти моменты могут перекрывать по абсолютной величине моменты на кабрирование, создаваемые срывом потока с крыла, и тогда самолет будет продольно устойчив (кривая *2* на рис. 5.6). Аналогичный эффект достигается созданием отрицательного поперечного *V* горизонтального оперения (это делает его как бы расположенным ниже). При высоком расположении горизонтального оперения уменьшение скоса потока за крылом может приводить к значительному ухудшению характера протекания кривой $m_z=\varphi(\alpha)$, вызывая появление дополнительных кабрирующих моментов.

На крыле с большим углом стреловидности, малым удлинением и большим сужением область срыва потока появляется в концевой части крыла при сравнительно небольших углах атаки. С увеличением угла атаки эта область разрастается, распространяясь вдоль передней кромки к вершине крыла. При больших углах атаки вихревая пелена, расположенная вдоль передней кромки в области срыва потока, свертывается в спиральные вихревые жгуты, через которые перетекает набегающий воздушный поток, безотрывно обтекающий затем внутренние области крыла. Положение этих вихрей существенно зависит от наличия скольжения. Они в значительной степени определяют аэродинамические характеристики крыла при больших углах атаки.

При появлении развитых областей срыва потока с крыла на доктрических углах атаки зависимость $C_y=f(\alpha)$ у самолета со стреловидным крылом может иногда иметь вид, представленный на рис. 5.7. В этом случае начиная с угла атаки самолета $\alpha=\alpha_{отв}$ наклон кривой $C_y=f(\alpha)$ значительно уменьшается

(появляется так называемый «отвал» кривой), т. е. под влиянием срыва потока несущие свойства крыла заметно ухудшаются. Однако начиная с угла атаки $\alpha=\alpha_1$ в результате местной стабилизации областей срыва потока несущие свойства крыла снова несколько улучшаются — наклон кривой $C_y=f(\alpha)$ увеличивается. В таких случаях обычно величина угла атаки, соответствующего началу отвала кривой ($\alpha_{отв}$), является границей эксплуатационного диапазона положительных углов атаки самолета ($\alpha_{доп}$). Обычно при этом угол атаки сваливания α_c оказывается заметно меньше $\alpha_{кр}$, так что в полете с нулевой скоростью крена и при отсутствии скольжения практически невозможен выход самолета на $C_{y\,max}$ (кроме случаев выполнения маневров с большой исходной величиной $\varepsilon_{z1}>0$). Объясняется это тем, что с началом сваливания (при выходе самолета на $C_{y\,c}$) происходит опускание носа самолета. Даже при полностью отклоненной на себя ручке управления угол атаки самолета дальше не возрастает до тех пор, пока в процессе сваливания не разовьется угловая скорость крена, увеличивающая местные углы атаки на опускающемся полукрыле. Кренение самолета приводит также к появлению скольжения. Только в результате появления угловой скорости крена $\omega_{x1}\neq 0$ и угла скольжения $\beta\neq 0$ в рассматриваемом случае возможен выход самолета на критические, а затем и закритические углы атаки.

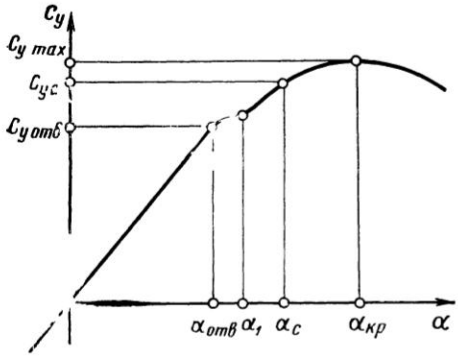


Рис. 5.7. Пример специфической зависимости $C_y=f(\alpha)$ у самолета со стреловидным крылом

Для сохранения достаточно высоких аэродинамических характеристик крыла на больших сверхзвуковых скоростях полета следует создавать крыло с дозвуковой передней кромкой (нормальная по отношению к передней кромке составляющая скорости набегающего потока сохраняется дозвуковой), т. е. с большой стреловидностью. Так, например, при числе M полета, равном 2,5, угол стреловидности передней кромки должен быть порядка 70°. Как с аэродинамической, так и с конструктивной точек зрения наиболее подходящим для этого является тонкое крыло: треугольное (дельтаобразное), типа двойной дельты, оживальное или готической формы в плане. Известно, что срыв потока с крыла большой стреловидности по передней кромке, составленного из профилей с закругленным носком, начинается на малых углах атаки. При этом вихреобразование происходит

лишь на некоторой части размаха крыла. У крыла с заостренной передней кромкой срыв потока происходит по всей длине такой передней кромки. Образующиеся при этом у передней кромки вихри оказываются достаточно устойчивыми. Они приводят к появлению особого, характерного только для такого крыла обтекания, при котором срыв потока в обычном его понимании практически не возникает. На тонком крыле с заостренной передней кромкой почти на всех углах атаки (за исключением очень узкого диапазона углов атаки, в котором имеет место безотрывное обтекание — обычно это расчетные углы атаки крейсерского полета) происходит более или менее интенсивное отделение (отрыв) потока.

Таким образом у треугольного крыла малой относительной толщины и малого удлинения, имеющего заостренную переднюю кромку с большим углом стреловидности, отрыв потока начинается по всей длине его передней кромки (см. рис. 5.4). Начиная со сравнительно небольших углов атаки на острой передней кромке появляется местный отрыв потока, возникающий непосредственно у передней кромки. Обычно на дозвуковых скоростях полета такой отрыв начинается на очень малых углах атаки, при сверхзвуковых скоростях — начиная с углов атаки порядка $15°\div20°$. В области отрыва образуется вихревое течение. У вершины крыла появляются две свернутые спирально вихревые пелены, простирающиеся по потоку вдоль всего размаха передних кромок правой и левой половин крыла. Эти спиральные вихревые пелены оказываются весьма интенсивными. Такая область с интенсивным вихревым течением, начинаясь у вершины крыла, постепенно расширяется по мере приближения ее к основанию крыла так, что ее форма оказывается близкой к конической. Поэтому такие вихри называют коническими или спиральными. Конические вихри, образовавшиеся в результате свертывания вихревой пелены, сходящей с передней кромки, называются первичными или основными вихрями. Конические вихри, находящиеся в области между передней кромкой и первичными вихрями, называются вторичными вихрями. Появление вторичных вихрей (вторичного отрыва потока) обусловлено индуцируемыми основными вихрями градиентами давления. Вторичные вихри имеют значительно меньшие размеры. Направление их вращения противоположно направлению вращения первичных вихрей.

В спектре обтекания такого крыла имеются две четко выраженные линии, на которых происходит присоединение потока (восстановление безотрывного обтекателя). Одна из этих линий является границей между областью вихревого течения у передней кромки и течением в средней части крыла. Это линия разделения течений (линия присоединения вихревой пелены). Вдоль нее происходит резкое изменение направления потока — от направления, практически параллельного направлению набе-

гающего потока (в области безотрывного обтекания), к направлению в сторону передней кромки и концов крыла (в области вихревого течения). На линии вторичного отрыва снова происходит значительное изменение направления течения. Между этой линией и передней кромкой поток практически параллелен передней кромке крыла.

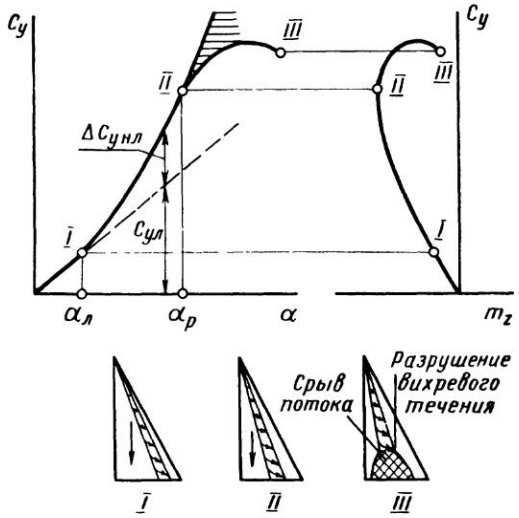


Рис. 5. 8. Зависимости $C_y=f(\alpha)$ и $m_z=\varphi(C_y)$ у треугольного крыла, имеющего заостренную переднюю кромку с большим углом стреловидности

Значительное увеличение угла атаки вызывает повышение интенсивности конических вихрей и перемещение их к корневой части крыла. Это достаточно устойчивые вихри, простирающиеся далеко назад за заднюю кромку крыла. Такие вихри индуцируют большие скорости (скорость течения вдоль оси вихря в несколько раз превышает скорость набегающего потока), благодаря чему на верхней поверхности крыла появляются большие области разрежения. Это приводит к созданию подъемной силы, возрастающей с углом атаки быстрее, чем по линейному закону (рис. 5.8). Коэффициент подъемной силы крыла в этом случае можно считать как бы состоящим из двух слагаемых: $C_y=C_{yл}+\Delta C_{y\,нл}$. Первое слагаемое — линейная составляющая ($C_{y\,л}$), пропорциональная углу атаки. Теоретически можно считать, что такой коэффициент подъемной силы ($C_{y\,л}$) мог бы быть у рассматриваемого тонкого крыла в случае безотрывного его обтекания, т. е. если бы не происходило отделение потока у передней кромки. Второе слагаемое — нелинейная

составляющая ($\Delta C_{y\,нл}$) является нелинейной функцией угла атаки. Приближенно можно считать $\Delta C_{y\,нл}$ пропорциональным $\alpha^{5/3}$. Наличие $\Delta C_{y\,нл}$ обусловлено большим разрежением на поверхности основного вихря (поэтому иногда ее называют вихревой подъемной силой).

При некотором угле атаки $\alpha_р$ (угол атаки начала расширения вихря) характер течения существенно меняется. До угла атаки $\alpha_р$ имеет место устойчивое вихревое течение. При достижении (и дальнейшем превышении) $\alpha_р$ происходит резкое расширение ядра вихря и возникает крупномасштабная турбулентность. Это разрушение вихревого течения. Начинается оно в нижней (расположенной ниже по потоку) части крыла и по мере увеличения угла атаки распространяется вверх по течению. Начинается общий отрыв потока с верхней поверхности крыла. Неустойчивое ламинарное течение переходит в турбулентное. На рис. 5.8 заштрихована область потерь подъемной силы, возникающих из-за разрушения вихревого течения. Величина $\alpha_р$ возрастает с увеличением угла стреловидности передней кромки крыла. Влияние числа Re на аэродинамические характеристики такого треугольного крыла при больших углах атаки проявляется обычно заметно слабее, чем у стреловидного крыла.

Из сказанного видно, что основной особенностью обтекания крыла малого удлинения, имеющего заостренную переднюю кромку большой стреловидности, является возникновение местного отрыва потока на верхней поверхности крыла, появляющегося непосредственно у передней кромки еще при малых углах атаки. В области сорванного потока имеет место четко выраженное вихревое течение. Давление в центре этого вихревого течения и на верхней поверхности крыла заметно понижается. Начиная с угла атаки $\alpha_р$ режим течения значительно изменяется. Возникает резкое расширение ядра вихревого течения — разрушение (взрыв) вихревого течения. Происходит общий срыв потока. Такое резкое изменение характера обтекания связано с переходом неустойчивого ламинарного течения в турбулентное и возникновением крупномасштабной турбулентности.

У крыла изменяемой в полете стреловидности на протяжении полета может наблюдаться значительное изменение несущих свойств. Размах крыла, его удлинение, относительная толщина и площадь уменьшаются с увеличением угла стреловидности (с отклонением концов крыла назад). Изменение угла стреловидности вызывает также изменение кривизны и крутки крыла. Наблюдается следующая закономерность: при малых углах стреловидности (сравнительно большом удлинении) крыла его аэродинамические характеристики в значительной степени определяются характеристиками его профилей, а при больших углах стреловидности (сравнительно малом удлинении) определяющей геометрической характеристикой такого крыла оказывается его форма в плане. Переход от развернутого положения

крыла (минимальный угол стреловидности) к положению, соответствующему его максимальной стреловидности, может приводить к весьма существенному уменьшению C_y^{α} и $C_{y\max}$ (в пер-

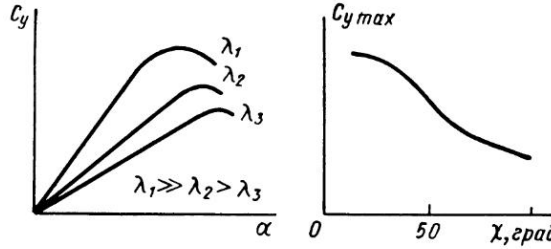


Рис. 5.9. Примеры зависимостей $C_y = f(\alpha, \lambda)$ и $C_{y\,\max} = \varphi(\chi)$

вую очередь в результате уменьшения удлинения крыла). Пример изменения характеристики несущих свойств $C_y = f(\alpha)$ в зависимости от удлинения крыла и изменения $C_{y\max}$ в зависимости от угла стреловидности такого крыла приведен на рис. 5.9. При больших углах стреловидности производная $a_y = C_y^{\alpha} = \dfrac{\partial C_y}{\partial \alpha}$ может уменьшаться более чем вдвое. Падение $C_{y\max}$ становится особенно резким, начиная с углов стреловидности порядка 45°.

5.3. РЕЗКОСТЬ СВАЛИВАНИЯ

Чем резче происходит сваливание, тем оно опаснее — несмотря на то, что величина $C_{y\,c}$ (также как и $C_{y\,\max}$) возрастает с увеличением скорости нарастания угла атаки $\dot{\alpha} = \dfrac{d\alpha}{dt}$, т. е. что более резкое сваливание происходит позже — на бóльших углах атаки. Объясняется это тем, что при быстром выходе на режим сваливания в распоряжении летчика остается меньше времени для парирования сваливания и предотвращения последующего входа самолета в штопор, а также еще и потому, что в процессе сваливания самолет выходит из своего обычного положения в пространстве и приближается к области недопустимых (особенно для неманевренных самолетов) в нормальной летной эксплуатации положений тем быстрее, чем резче сваливание. Резкость сваливания, т. е. интенсивность протекания непроизвольного движения самолета после превышения угла атаки α_c в начальный период этого движения, характеризуется в основном максимально достигнутой при этом абсолютной величиной углового ускорения крена $\varepsilon_{x\,\max} = (\dot{\omega}_x)_{\max}$ и возникшей затем максимальной абсолютной величиной угловой скорости крена $\omega_{x\,\max}$. Это две из наиболее важных характеристик сваливания. Помимо их, сваливание характеризуют также и абсолют-

ные величины максимальной угловой скорости рыскания $\omega_{y\,max}$ и максимального углового ускорения рыскания $\varepsilon_{y\,max} = (\dot{\omega}_y)_{max}$. Эти четыре параметра и определяют в значительной степени условия работы и возможность ориентировки летчика в таком быстро развивающемся режиме. В некоторых случаях (в частности, при наличии неустойчивости по перегрузке) весьма сильное влияние могут оказывать параметры продольного движения самолета (ω_z и ε_z).

Таблица 5.1

Максимальные угловые скорости и ускорения при сваливании различных самолетов

Самолет	$\lvert\omega_{x\,max}\rvert$ рад/с	$\lvert\varepsilon_{x\,max}\rvert$ рад/с^2
Ут-1	1,85	1,65
Як-7	1,8	1,2
Як-9В	1,4	1,1
Р-39 («Аэрокобра»)	2,0	2,2
ЛаГГ-3 (без предкрылка)	1,5	1,3
ЛаГГ-3 (с предкрылком)	0,9	0,85
УЛа-7 (без предкрылка)	1,1	1,5
УЛа-7 (с предкрылком)	0,7	1,45
Ла-9	1,5	0,6
Ла-11	1,9	1,3
МиГ-9	2,6	1,05
МиГ-15	1,0	0,65
МиГ-17	0,9	0,9
МиГ-19	0,8	0,75
МиГ-21	0,5	0,38

Сопоставление осредненных абсолютных величин $\omega_{x\,max}$ и $\varepsilon_{x\,max}$ самолетов старой и современной конструкции, полученных по данным летных испытаний на высотах порядка 5÷8 км, приведено в табл. 5.1. Эти величины были определены при отклоненных по сваливанию рулях (руль высоты был отклонен полностью вверх, руль направления — полностью в сторону вращения самолета) и нейтральных элеронах. Данные таблицы показывают, что сваливание сверхзвуковых самолетов при сопоставимых начальных условиях протекает более плавно, чем сваливание дозвуковых самолетов. Ниже будет показано, что величины $\varepsilon_{x\,max}$ и особенно $\omega_{x\,max}$ у одного и того же самолета в зависимости от начальных условий полета могут изменяться в широких пределах.

На рис. 5.2 для сравнения были приведены записи приборов-самописцев, полученные в полете при сваливании с дальнейшим переходом в штопор дозвукового самолета МиГ-9 и сверхзвукового самолета МиГ-21. В обоих рассматриваемых случаях сваливание самолета происходило на правое крыло с поворотом носа самолета вправо. Примерно через 4 с после начала сваливания самолета МиГ-9 (см. рис. 5.2, *а*) были достигнуты максимальные абсолютные величины угловых скоростей крена и рыскания $\omega_{x\,max} \approx 2{,}65$ рад/с и $|\omega_{y\,max}| \approx 0{,}7$ рад/с.

Сваливание сверхзвуковых самолетов обычно происходит по спирали. При этом в первые секунды после сваливания, как правило, возникает кабрирующий момент, стремящийся несколько поднять нос самолета (в приведенном на рис. 5.2, *а* примере угловая скорость тангажа была положительной в течение примерно 5 с после возникновения сваливания: $t \approx 5 \div 9$ с), а затем появляется момент на пикирование (на рис. 5.2, а $|\omega_{z\,max}| \approx \approx 0{,}55$ рад/с при $t = 8$ с).

Для приближенной оценки соотношения величин угловых ускорений при таком сваливании самолета рассмотрим качественную картину изменения аэродинамических сил и моментов, действующих на самолет в этом режиме.

При появлении сравнительно протяженных областей срыва потока на крыле вектор результирующей аэродинамической силы самолета вначале несколько возрастает, а затем уменьшается и смещается по хорде назад. Начальное возрастание результирующей аэродинамической силы обусловлено увеличением ее коэффициентов по углу атаки, а дальнейшее уменьшение — прекращением этого явления и падением скорости полета в результате возрастания коэффициента лобового сопротивления.

Обозначим вектор результирующей аэродинамической силы перед сваливанием, т. е. перед появлением развитых областей срыва потока, через $\vec{R}$ (его составляющие в связанной с самолетом системе осей координат X и Y), а после сваливания, т. е. после развития срыва потока, через $\vec{R}_c$ (его составляющие X_c и Y_c). Разность этих векторов обозначим $\Delta\vec{R}_c\,(\Delta X_c,\ \Delta Y_c) = \vec{R}\,(X, Y) - \vec{R}_c\,(X_c,\ Y_c)$. Вектор $\vec{R}_c$ составляет обычно небольшой угол с нормалью к плоскости хорд крыла, поэтому его составляющие по осям связанной с самолетом системы координат удовлетворяют неравенству $X_c \ll Y_c$. Действующие на самолет при сваливании с неработающим двигателем ($P = 0$) касательная n_x и нормальная n_y перегрузки будут равны

$$n_x = \frac{X_c}{G} < 0 \text{ и } n_y = \frac{Y_c}{G} > 0,$$

причем $|n_x| \ll n_y$. При несимметричном срыве потока аэродинамическая равнодействующая смещается по направлению оси

Oz_1 на величину z_1. Это приводит к появлению аэродинамических моментов крена $M_{xc}=Y_c z_1$ и рыскания $M_{yc}=X_c z_1$, создающих угловые ускорения крена и рыскания

$$\varepsilon_x=\dot{\omega}_x=\frac{M_{xc}}{J_x}=\frac{Y_c z_1}{J_x} \text{ и } \varepsilon_y=\dot{\omega}_y=\frac{M_{yc}}{J_y}=\frac{X_c z_1}{J_y}.$$

Так как у сверхзвуковых самолетов $J_y \gg J_x$ и обычно $M_{xc} \gg M_{yc}$ ($Y_c \gg X_c$), то при сваливании $|\varepsilon_x| \gg |\varepsilon_y|$. В этом случае движение самолета представляет собой интенсивное кренение в сторону крыла с более развитой (точнее — большей по площади

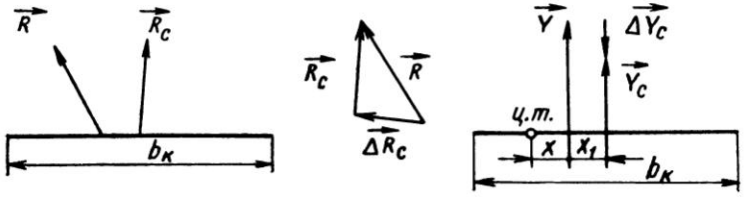


Рис. 5. 10. Схема сил, действующих на самолет при сваливании

или более удаленной к концу крыла) областью срыва потока и сравнительно менее интенсивный поворот носа самолета в сторону этого же крыла. Увеличение моментов инерции относительно нормальной оси J_y у сверхзвуковых самолетов привело к заметному уменьшению их угловых ускорений, а следовательно, и угловых скоростей рыскания при сваливании (по сравнению с дозвуковыми самолетами).

Для оценки величины углового ускорения тангажа воспользуемся схемой, приведенной на рис. 5.10. До сваливания на самолет действовал аэродинамический момент тангажа, равный произведению нормальной составляющей результирующей аэродинамической силы $\vec{Y}$ на расстояние от точки ее приложения до центра тяжести самолета $\vec{Y}x$. После сваливания на самолет действует результирующий аэродинамический момент тангажа, равный произведению силы $\vec{Y}_c$ на ее плечо: $\vec{Y}_c(x+x_1)$. Увеличение плеча действия силы во втором случае объясняется смещением вектора результирующей аэродинамической силы по хорде назад после сваливания самолета. Таким образом, при возникновении сваливания действовавший ранее на самолет аэродинамический момент тангажа изменится на величину

$$\Delta M_{zc}=Yx-Y_c(x+x_1)=\Delta Y_c\, x-Y_c x_1.$$

Увеличение момента тангажа на ΔM_{zc} изменит угловое ускорение тангажа на величину

$$\varepsilon_z=\frac{\Delta M_{zc}}{J_z}=\frac{\Delta Y_c x-Y_c x_1}{J_z}.$$

При $\Delta Y_c<0$, что обычно бывает при развившемся сваливании (в основном из-за уменьшения скорости полета), и даже при $\Delta Y_c>0$, если только $|Y_c x_1|>|\Delta Y_c x|$, у самолета имеется тенденция к опусканию носа при сваливании. Выше говорилось о том, что в начале сваливания обычно $\Delta Y_c>0$. Если при этом $|Y_c x_1|<|\Delta Y_c x|$, то самолет в начале сваливания поднимает нос и только затем (при изменении знака ΔY_c) у него появляется тенденция к пикированию. Обычно $J_z \gg J_x$, а $|x_1|<|z_1|$, поэтому, как правило, при сваливании $|\varepsilon_z|<|\varepsilon_x|$.

Если кривая $C_y=f(\alpha)$ имеет пологий максимум, то при выходе самолета в процессе плавного его торможения с исходного режима прямолинейного горизонтального координированного полета на углы атаки, близкие к $\alpha_{кр}$, может оказаться, что с дальнейшим увеличением α несущие свойства самолета практически уже не возрастают, а лобовое сопротивление продолжает увеличиваться. В результате падения скорости подъемная сила может оказаться меньше веса самолета — возникнет парашютирование. Если даже парашютирование возникло на угле атаки $\alpha<\alpha_c$, то из-за снижения самолета ($Y<G$) его угол атаки начинает увеличиваться и может достичь α_c. Парашютирование может возникнуть и в начальный момент сваливания с указанного выше исходного режима полета, если при этом $\Delta M_{zc}=0\left(\Delta Y_c=Y_c\frac{x_1}{x}\right)$ и изменение скоса потока за крылом не приводит к перебалансировке самолета. Однако в процессе развития такого движения изменение углов атаки крыла и хвостового оперения, как правило, приводит к нарушению равновесия продольных моментов. Начинается вращение самолета относительно его боковой оси. Сваливание, возникающее в процессе парашютирования, обычно (по крайней мере в начале режима) происходит с опусканием носа самолета. При этом самолет может переходить на меньшие углы атаки, разгоняться и самостоятельно (без вмешательства летчика) выходить из сваливания — начинать пикирование.

Наиболее резко и со значительными колебаниями может протекать сваливание многодвигательных самолетов с исходного режима полета при неработающем (отказавшем) критическом двигателе. В этих случаях летчик прежде всего должен немедленно парировать соответствующими отклонениями органов управления тенденцию самолета к развороту и кренению, а также, если только это возможно, устранить асимметрию тяги, опасную из-за возможного появления при этом значительных углов скольжения и крена. Для прекращения действия асимметричной тяги следует отключить (если это возможно) двигатель, симметричный отказавшему. Особенно резким может быть сваливание, обусловленное действием очень больших возмущений — типа сильной взрывной волны, внезапных ураганных порывов ветра (вертикальных) и т. п.

У самолетов с крылом большой стреловидности, не имеющих специальных противосрывных приспособлений, срыв потока, возникающий на концах крыла, находящихся далеко за центром тяжести самолета, может приводить к перемещению результирующей аэродинамической силы вперед, причем настолько, что она окажется приложенной впереди центра тяжести. В этом случае возможно возникновение больших величин ε_z (угловых ускорений кабрирования) из-за проявления неустойчивости самолета по перегрузке на больших углах атаки.

В приведенном выше примере сваливания сверхзвукового самолета (см. рис. 5.2, *б*) средние величины угловых ускорений составляли $\varepsilon_x \approx 0{,}38$ рад/с^2, $\varepsilon_y \approx -0{,}12$ рад/с^2, т. е. действительно $|\varepsilon_x| \gg |\varepsilon_y|$. Среднее угловое ускорение тангажа в этом случае вначале было направлено на подъем носа самолета и составляло примерно $\varepsilon_z = 0{,}12$ рад/с^2, а затем у ε_z изменился знак и оно стало равно $\varepsilon_z \approx -0{,}24$ рад/с^2. Таким образом, и в данном примере $|\varepsilon_z| < |\varepsilon_x|$.

5.4. ПРЕДУПРЕЖДАЮЩИЕ ПРИЗНАКИ

5.4.1. Общие требования

При приближении к сваливанию на самолете должны возникать достаточно хорошо различимые летчиком естественные или искусственные предупреждающие признаки, заблаговременно информирующие летчика о приближении этого опасного режима полета. Предупреждающие признаки (явления или сигналы) должны возникать на скорости, достаточной, по мнению летчика, для того, чтобы вовремя предупредить его о надвигающейся опасности. Предупреждающие явления или сигналы должны быть легко и безошибочно распознаваемыми, достаточно интенсивными и характерными только для этого специфического режима полета (приближения и сваливанию). Наличие на самолете предупреждающих признаков существенно повышает безопасность полета на больших углах атаки, значительно облегчает работу летчика (членов экипажа), позволяет лучше использовать маневренные возможности самолета.

Естественными предупреждающими признаками могут быть: тряска конструкции, отдельных ее элементов или рычагов управления, покачивания (колебания) или броски самолета по крену, рысканию или тангажу и т. п. В качестве искусственных признаков, предупреждающих летчика о приближении сваливания, могут применяться: искусственно возбуждаемые тряска и (или) толчки рычагов управления, специальные звуковые и световые сигналы и т. п. Звуковые сигналы могут поступать в виде сигналов сирены, звонка, речевой информации летчику (членам экипажа) о приближении сваливания (например, через наушники) и т. п. Световые (применяемые обычно в сочетании со

звуковыми) — в виде светящихся надписей на специальных табло, проблесковых огней и т. п. Появление искусственных предупреждающих признаков предусматривается обычно на скорости, превышающей скорость сваливания на величину $\Delta V_{пр}$, составляющую от 5 до 10—12 % этой скорости сваливания. Величина указанного диапазона изменения $\Delta V_{пр}$ зависит от различных специфических факторов и, в первую очередь, от особенностей поведения и пилотирования данного самолета, характеристик его управляемости и устойчивости на больших углах атаки, и т. п.

Самая распространенная разновидность естественных предупреждающих признаков — естественная предупреждающая или, как ее иногда называют, аэродинамическая тряска, возникающая при приближении сваливания. Предупреждающая тряска — это хорошо заметная для летчика тряска конструкции самолета или ее отдельных элементов, вызываемая появлением пульсирующих аэродинамических сил при возникновении срыва потока. У дозвуковых самолетов при подходе к α_c (C_{yc}) обычно всегда возникала предупреждающая тряска, причем значения $\alpha_т$ ($C_{yт}$) и α_c (C_{yc}) значительно различались между собой. Величины $\alpha_т$ ($C_{yт}$) и α_c (C_{yc}) у сверхзвуковых самолетов обычно при сваливании с минимальных или близких к ним скоростей полета (малые числа M, $n_{y0} \approx 1$), а зачастую и при сваливании с весьма больших дозвуковых скоростей полета бывают весьма близки или даже практически совпадают. Интенсивность предупреждающей тряски у сверхзвуковых самолетов при сваливании с таких режимов полета обычно невелика. При малых исходных скоростях (числах M) полета иногда даже выход на α_c (C_{yc}) не вызывает появления заметной для летчика тряски конструкции, т. е. естественная предупреждающая тряска вообще отсутствует.

Выход сверхзвуковых самолетов, имеющих стреловидное или треугольное крыло, на предсрывные режимы часто сопровождается покачиванием самолета с крыла на крыло (поперечные колебания) с последующим кренением в одну сторону. Иногда, помимо поперечных, возникают еще и путевые колебания самолета, связанные с ухудшением характеристик боковой устойчивости с увеличением угла атаки самолета, а также с влиянием пульсирующих аэродинамических сил, обусловленных появлением местных областей срыва потока.

При выходе на режим сваливания с малых исходных чисел M и перегрузок ($n_{y0} \approx 1$) эти покачивания возникают при значениях коэффициента подъемной силы самолета, меньших C_{yc} обычно на 15÷20%, и происходят в виде небольших периодических колебаний самолета с крыла на крыло с максимальными угловыми скоростями крена порядка $\omega_x \approx \pm 3 \div 5$ град/с. Такое покачивание самолета продолжается вплоть до сваливания. Обычно у таких самолетов величину $\alpha_{доп}$ ($C_{y\,доп}$) выбирают соответствующей началу этих колебаний (при отсутствии других

каких-либо ограничений эксплуатационного диапазона величин коэффициента подъемной силы).

При недостаточности или практическом отсутствии естественной предупреждающей тряски в некоторых случаях применяются аэродинамические способы искусственного создания такой тряски. С этой целью могут быть использованы, например, пластинчатые турбулизаторы на носовой части крыла, создающие пульсации давления на верхней поверхности крыла, интенсивность которых возрастает при приближении к α_c. Такие пульсации давления приводят к появлению аэродинамической тряски, практически не меняя аэродинамические характеристики самолета на этих режимах.

Если на самолете, имеющем систему автоматической стабилизации по крену, появились естественные предупреждающие признаки в виде покачивания или броски с крыла на крыло, необходимо иметь в виду следующее. При работе такой системы (в простейшем случае — при работе демпфера крена) все случайные отклонения угла крена от заданного парируются ею и таким образом эти предупреждающие признаки затушевываются. Если на таком самолете полеты могут выполняться и с отключенной и с включенной системой автоматической стабилизации, то в последнем случае распознавание летчиком приближения срывных режимов полета затрудняется, а следовательно, в его распоряжении остается меньше времени для парирования непроизвольного выхода самолета на неэксплуатационные углы атаки. Но зато при этом благодаря работе демпфера парируются и случайные накренения самолета, которые, как было показано выше, могут провоцировать сваливание.

5. 4. 2. Тактильная сигнализация

В настоящее время широкое распространение получила тактильная (от латинского слова tactilis — осязаемый) или, как ее иногда называют, тактильно-импульсная сигнализация. Такая сигнализация — это воспринимаемое органами осязания летчика искусственно создаваемое предупреждение о приближении сваливания, или, например, опасном возрастании угла скольжения, приводящем к развитию неуправляемого (дивергентного) бокового движения, в свою очередь, вызывающего сваливание. Принцип работы тактильного сигнализатора (ТС) чрезвычайно прост: ручка управления является сигнализирующим элементом, предупреждающим летчика о приближении предельно допустимого (для предотвращения выхода на α_c) угла атаки $\alpha_{доп}$. В некоторых случаях (например, на самолете F-111) в качестве сигнализирующего элемента используются педали системы путевого управления.

Предупреждающие сигналы подаются в виде толчков (подергиваний) ручки управления, направленных в сторону требуемо-

го отклонения с целью парирования выхода самолета на углы атаки, превышающие предельно допустимый: в направлении от себя при выходе на большие (близкие к предельно допустимому) положительные углы атаки и на себя при выходе на близкие к отрицательному предельно допустимому (большие отрицательные эксплуатационные) углу атаки. Следует стремиться к тому, чтобы интенсивность предупреждающих сигналов возрастала по мере приближения к сваливанию. Подергивание ручки управления производится специальным толкателем, срабатывание которого происходит при выходе самолета на определенный угол атаки $\alpha_{такт}$ — угол срабатывания ТС. Величина угла атаки $\alpha_{такт}$, при котором должен включаться ТС, может определяться, например, следующим законом:

$$\alpha_{такт} = \alpha_{тс} + \Delta\alpha_M + \Delta\alpha_\beta + \Delta\alpha_к + K_t\dot{\alpha},$$

где $\alpha_{тс}$ — расчетное значение угла атаки, на котором должен срабатывать ТС при достаточно малом (практически околонулевом) числе M в координированном полете ($\beta=0$), при котором угол атаки увеличивается очень плавно ($\dot{\alpha}\approx 0$);

$\Delta\alpha_M$ — изменение расчетного угла атаки, обусловленное влиянием числа M на величину $\alpha_{доп}$;

$\Delta\alpha_\beta$ — изменение расчетного угла атаки, обусловленное влиянием скольжения на величину $\alpha_{доп}$;

$\Delta\alpha_К$ — изменение расчетного угла атаки, определяемое изменением конфигурации самолета;

$K_t\dot{\alpha}$ — опережающий член, вводимый для опережения подачи сигнала летчику в случае резкого нарастания угла атаки. Величина опережения пропорциональна $\dot{\alpha}$ — чем выше темп нарастания угла атаки, тем раньше (при меньших углах атаки) происходит срабатывание ТС.

Как указывалось выше, на самолете F-111, имеющем крыло изменяемой в полете стреловидности, установлена система ТС, передающая летчику сигнал посредством тряски педалей. Это система предупреждения летчика о приближении режимов сваливания, потери управляемости и развития непроизвольного рыскания самолета, которая одновременно с выдачей предупреждающих сигналов передает еще и соответствующие сигналы на отклонение рулей.

Тактильный сигнализатор успешно применяется при отсутствии надежных естественных предупреждающих признаков, либо в случае слишком раннего (задолго до выхода на α_c) или очень позднего (непосредственно перед выходом на α_c) их проявления. Это близкая к естественной, хорошо воспринимаемая (осязаемая) летчиком (непосредственно рукой или ногой) сигнализация. Она способствует уменьшению времени реакции летчика на предупреждающий сигнал (отклонение рычагов уп-

равления производится той же рукой или ногой). Наличие на самолете ТС позволяет летчику точнее выполнять требуемые маневры, выводить самолет на предельные режимы, сохраняя при этом достаточный уровень безопасности полета.

Статистические данные об авариях и катастрофах гражданских самолетов на авиалиниях мира и записи бортовой регистрирующей аппаратуры (самописцев аварийных режимов полета) показывают, что вероятность достижения в полете скорости сваливания равна примерно $1{,}0 \cdot 10^{-5}$ (т. е. один случай на 100.000 полетов), тогда как вероятность выхода на скорость, при которой необходимо посылать предупреждение летчику о приближении срывных режимов, оказывается намного большей — порядка $1{,}0 \cdot 10^{-3}$ (т. е. один выход на эту скорость за 1000 полетов). Для зарубежных тяжелых военных самолетов указанные вероятности лежат в пределах примерно $1{,}0 \cdot 10^{-5} \div 1{,}0 \cdot 10^{-4}$ и $1{,}0 \cdot 10^{-3} \div 1{,}0 \cdot 10^{-2}$; для маневренных военных самолетов (как при выполнении тренировочных полетов, так и в условиях боевого их применения) эти вероятности могут быть значительно бóльшими (причем в тренировочных полетах они обычно больше, чем в боевых условиях). Поэтому наличие на самолете своевременно проявляющихся четких и надежно распознаваемых летчиком средней квалификации предупреждающих признаков позволяет существенно повысить уровень безопасности полета.

5.5. ВЛИЯНИЕ НАЧАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ

Режимы сваливания, являющиеся существенно неустановившимися режимами полета, при которых имеет место неустановившееся обтекание самолета с развитыми областями отрыва потока (описываемое законами нестационарной нелинейной аэродинамики), отличает сильная зависимость от начальных условий. Характеристики сваливания могут значительно изменяться в зависимости от исходного характера движения самолета, т. е. от типа исходного режима полета. Исходный режим характеризуется параметрами H, V, n_y и другими, определяющими начальные условия движения самолета, а также их первыми производными по времени $\left(\dot{H} = \frac{dH}{dt}, \dot{V} = \frac{dV}{dt}, \dot{n}_y = \frac{dn_y}{dt}\right.$ и т. п.$\Big)$, т. е. резкостью выполнения исходного маневра. В зависимости от начальных условий все режимы сваливания условно могут быть разделены в основном на три группы: сваливание с минимальной ($V_{\min}$) или близкой к ней скорости прямолинейного горизонтального координированного ($\beta = 0$) полета, сваливание при $V_{\text{пр}} \gg V_{\min}$ с координированного вертикального маневра и, наконец, сваливание с произвольных пространственных маневров (в общем случае при $\beta_0 \neq 0$, $\omega_0 \neq 0$ и т. п.).

5. 5. 1. Потеря скорости

Сваливание с исходного режима координированного прямолинейного горизонтального полета при $V_{пр} \approx V_{min}$ ($n_{y0} \approx 1$) возникает в результате плавного торможения самолета при сравнительно медленном отклонении ручки управления на себя, т. е. с постепенным медленным торможением до минимальной скорости (до выхода самолета на C_{yc}). Такое движение самолета носит название потери скорости в прямолинейном полете (рис. 5. 11). В этом случае торможение самолета может производиться как при исходном балансировочном (нейтральном) положении руля направления и элеронов, так и с парированием элеронами и (или) рулем направления возможной тенденции самолета к кренению или развороту при выходе его на большие углы атаки. При таком сваливании как дозвуковые, так и сверхзвуковые самолеты обычно самопроизвольно в штопор не переходят. Отклонение ручки управления от себя до нейтрального (или близкого к нему) положения сразу после такого сваливания, как правило, приводит к возвращению самолета в область эксплуатационных углов атаки (что может сопровождаться переходом самолета в пикирование), т. е. к полному восстановлению нормальной управляемости самолета. Некоторые самолеты не выходят на режим сваливания даже при полном отклонении ручки управления на себя в рассматриваемом режиме полета. При наличии начального скольжения ($\beta_0 \neq 0$) сваливание с $V_{пр} \approx V_{min}$ происходит значительно более резко и, как правило, приводит к последующему входу самолета в штопор.

5. 5. 2. Сваливание с координированных маневров

Сваливание с координированного вертикального маневра ($n_{y0} > 1$, $\beta_0 = 0$), т. е. сваливание со сравнительно больших приборных скоростей полета ($V_{пр} \gg V_{min}$) без скольжения происходит значительно резче, чем при потере скорости (рис. 5.12). Объясняется это большими аэродинамическими силами и моментами, действующими на самолет при больших приборных скоростях (скоростных напорах) полета. Такое сваливание может возникнуть при перетягивании ручки управления в координированном маневре с находящимися в нейтральном (исходном балансировочном) положении руле направления и элеронах.

В зависимости от начальных условий величины $|\omega_{x\,max}|$ и $|\varepsilon_{x\,max}|$, а также $|\omega_{y\,max}|$ и $|\varepsilon_{y\,max}|$ при сваливании одного и того же самолета могут меняться в весьма широких пределах. При наличии начальной перегрузки $n_{y0} \gg 1$, т. е. при сваливании с больших приборных скоростей, эти параметры обычно значительно возрастают (табл. 5.2), что в основном обусловле-

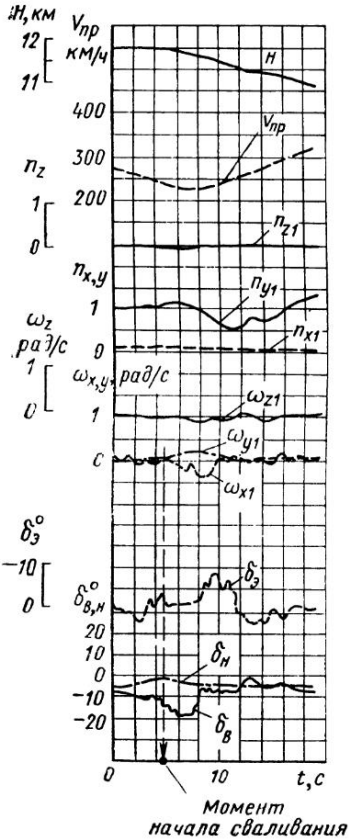


Рис. 5. 11. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при сваливании в результате потери скорости

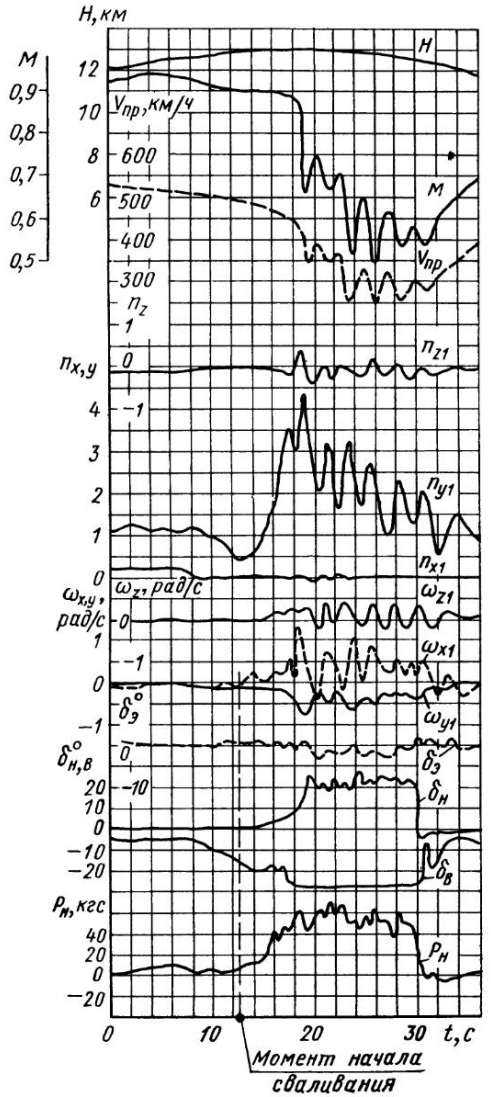


Рис. 5. 12 Полетные записи приборов-самописцев, полученные при сваливании в вертикальном маневре на большой скорости

но увеличением аэродинамических моментов крена и рыскания из-за увеличения скоростного напора.

Таблица 5.2

Влияние начальной перегрузки на сваливание ($H_0 \approx 6$—7 км)

Самолет	$\lvert\omega_{x\max}\rvert$, рад/с		$\lvert\varepsilon_{x\max}\rvert$, рад/с^2	
	$n_{y0} \approx 1$	$n_{y0} \approx 2{,}5 \div 3{,}0$	$n_{y0} \approx 1$	$n_{y0} \approx 2{,}5 \div 3{,}0$
МиГ-19	0,8	2,0	0,75	2,7
МиГ-21	0,65	1,7	0,38	2,0

Чем больше начальное число M при сваливании, т. е. чем больше высота полета при той же приборной скорости сваливания, тем раньше возникает предупреждающая тряска и тем выше ее интенсивность. У сверхзвуковых самолетов часто бывает так, что при весьма малых (практически околонулевых) начальных числах M предупреждающая тряска отсутствует, а с увеличением начального числа M возникает и при сваливании с околозвуковых скоростей становится весьма интенсивной.

Снижение интенсивности предупреждающей тряски сверхзвуковых самолетов по сравнению с дозвуковыми (при одинаковом исходном режиме полета) обусловлено меньшими пульсациями давления в потоке, обтекающем крыло сравнительно малого удлинения, а также большей жесткостью конструкции этого крыла. Интенсивная тряска возникает при совпадении частот аэродинамических пульсаций (пульсаций давления) и первого тона изгибных колебаний крыла.

Частоты аэродинамических пульсаций обычно составляют 3—8 колебаний в секунду. Частоты первого тона изгибных колебаний крыла у дозвуковых самолетов обычно лежат в пределах 5—7 колебаний в секунду. У сверхзвуковых самолетов крыло оказывается значительно жестче — в основном благодаря меньшему его удлинению и более мощному силовому набору, выбранному из учета обеспечения требуемых характеристик аэроупругости в полете с большими сверхзвуковыми числами M и скоростными напорами. Увеличение жесткости крыла привело к повышению частот его собственных колебаний. Частоты первого тона изгибных колебаний крыла у сверхзвуковых самолетов составляют примерно 8—11 колебаний в секунду и выше.

На рис. 5.13 приведен пример изменения коэффициентов подъемной силы по числу M. Из графика видно характерное увеличение разницы $\Delta C_{y\,т} = C_{y\,с} - C_{y\,т}$ с увеличением числа M. При малых (околонулевых) числах M величина $\Delta C_{y\,т}$ обычно бывает невелика или даже равна нулю; на околозвуковых скоростях $\Delta C_{y\,т}$ может достигать 20—30% от $C_{y\,с}$. Следует стремить-

ся к тому, чтобы величина $\Delta C_{y\,т}$ не была равна нулю (для создания естественной сигнализации летчику о выходе на околокритические углы атаки) и вместе с тем, чтобы она не была слишком велика. Последнее может приводить к чрезмерному сужению диапазона маневренных возможностей самолета в нормальной его эксплуатации.

Сами по себе величины $C_{y\,с}$, и особенно $C_{y\,т}$, с увеличением числа M заметно уменьшаются. Так, например, при возрастании числа M от околонулевых до околозвуковых его значений величина $C_{y\,с}$ может уменьшаться на 25—35%. Уменьшение $C_{y\,т}$ обычно оказывается еще более существенным. С увеличением числа M из-за падения эффективности продольного управления уменьшаются и величины коэффициента подъемной силы, на котором самолет может быть сбалансирован в продольном отношении при полном отклонении ручки управления. Наибольшие достижимые при этом значения C_y обозначаются индексом δ: $C_{y\delta}$. Наибольшие достижимые на сверхзвуковых скоростях при полном отклонении ручки управления на себя значения C_y обозначаются со знаком минус (отрицательное отклонение руля высоты) $C_{y\delta-}$. Аналогичные значения при полном отклонении ручки управления от себя обозначаются $C_{y\delta+}$.

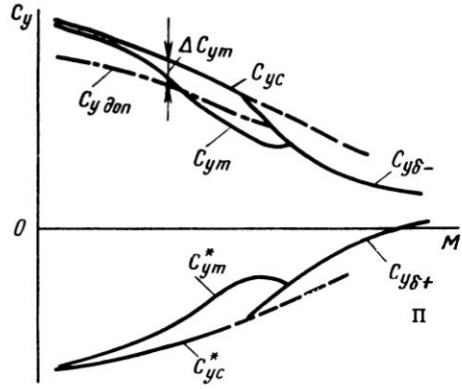


Рис. 5.13 Пример характеристик несущих свойств сверхзвукового самолета

Значения $C_{y\delta}$ зависят от полетной центровки самолета: перемещение центра тяжести вперед (возрастание степени продольной статической устойчивости самолета по перегрузке) приводит к уменьшению $C_{y\delta}$ и наоборот.

У современных сверхзвуковых самолетов со стреловидным и особенно с треугольным крылом предупреждающая тряска на сравнительно больших числах M появляется (если только вообще она имеет место), как правило, задолго до сваливания. Однако на таком самолете иногда можно безопасно увеличивать угол атаки и после начала тряски, не допуская опасного приближения к углу атаки сваливания. В этих случаях величины $\alpha_{доп}(C_{y\,доп})$ могут оказываться выше $\alpha_т(C_{y\,т})$, т. е. тряска может возникать на эксплуатационных режимах полета. Ограничение эксплуатационного диапазона углов атаки величинами $\alpha_т$ в этом случае привело бы к заметному сужению маневренных возможностей самолета. А в некоторых случаях, наоборот, в качестве

$\alpha_{доп}$ приходится принимать углы атаки, значительно меньшие, чем $\alpha_т$ — например, если до выхода на $\alpha_т$ возникают такие особенности в поведении и пилотировании самолета, как, например, непроизвольное рыскание и т. п. На малых числах М у сверхзвуковых самолетов предупреждающая тряска иногда вообще практически не возникает или возникает слишком поздно. Только при своевременном и достаточно интенсивном ее проявлении в качестве $\alpha_{доп}$ принимаются значения $\alpha_т$.

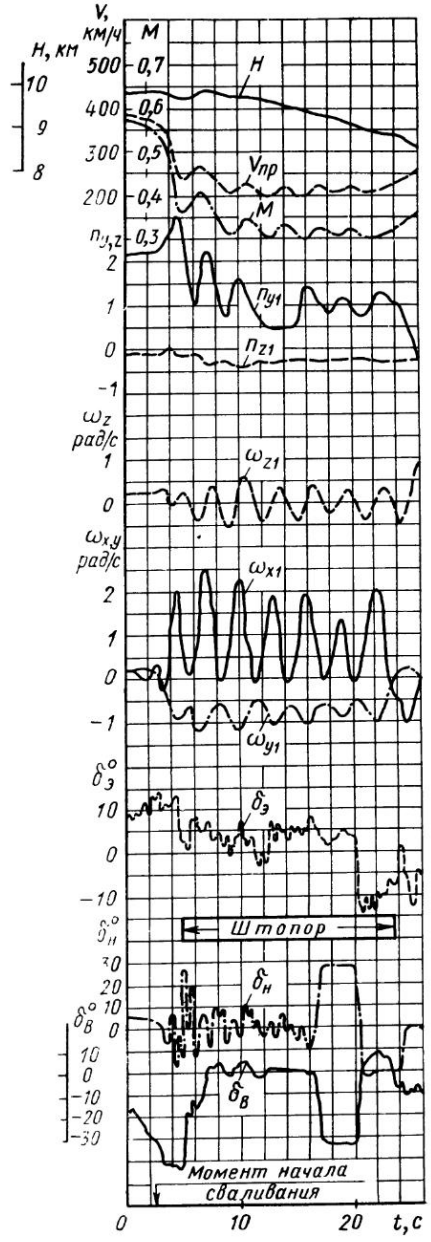


Рис. 5. 14. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при сваливании с левого виража ($t \approx 3$ с) с последующим переходом самолета в правый нормальный штопор ($t \approx \approx 5 \div 23{,}5$ с)

5.5.3. Сваливание с некоординированных маневров

Наиболее резким и неравномерным оказывается сваливание при больших приборных скоростях и начальном скольжении (особенно с вращением) самолета — третья группа режимов сваливания. В этом случае, помимо влияния большой приборной скорости и числа М полета, существенную роль играют асимметрия, неравномерность и нестабильность обтекания самолета потоком на исходном режиме (при $\beta_0 \neq 0$, $\omega_0 \neq 0$). В частности, при сваливании с неправильного (некоординированного) виража (рис. 5. 14) из-за падения результирующей аэродинамической силы уменьшается и ее вертикальная составляющая. В результате (из-за

наличия исходного угла крена $\gamma_0 \neq 0$) при сваливании, например, с левого виража возникает скольжение на левое же (внутреннее) крыло, что приводит к уменьшению эффективного угла стреловидности этого крыла и, следовательно, к некоторому увеличению его подъемной силы. В приведенном примере показано сваливание, возникшее в результате перетягивания ручки управления на вираже.

Внутреннее скольжение вызывает к тому же и более интенсивный срыв потока на наружном крыле (его эффективный угол стреловидности возрастает). Все это приводит к изменению направления вращения и резкому сваливанию самолета уже на наружное (в данном случае — правое) крыло. Таким образом, сваливание с виража носит резко выраженный колебательный характер и происходит с переменой направления вращения самолета. Если самолет попадает после этого в штопор, то направление этого штопора оказывается обратным направлению вращения самолета в вираже. Так, в частности, из рис. 5.14 видно, что до сваливания имело место левое вращение — самолет находился в левом вираже ($\omega_y > 0$ согласно принятому правилу знаков). После сваливания направление вращения самолета изменилось — возник правый штопор ($\omega_y < 0$ — самолет поворачивает нос вправо). В рассматриваемом примере гироскопический момент ротора ТРД (левое вращение ротора двигателя) при наличии $\omega_z > 0$ в процессе сваливания стремился повернуть нос самолета влево, т. е. способствовал созданию правого (наружного) скольжения.

5.5.4. Изменения угловой скорости и угла крена при сваливании

Изменение угловой скорости крена по времени при сваливании самолета в основном бывает двух типов (рис. 5.15).

1. С такими колебаниями угловой скорости крена, при которых в процессе сваливания изменяется не только абсолютная ее величина, но даже и знак (см. рис. 5.15, *а*).

2. Практически без колебаний или с такими колебаниями ω_x, при которых знак ее не меняется (см. рис. 5.15, *б*). В первом случае может изменяться и знак угла крена (самолет «переваливается» с крыла на крыло). Как указывалось выше, такая картина наблюдается обычно при сваливании самолета с произвольных пространственных маневров,

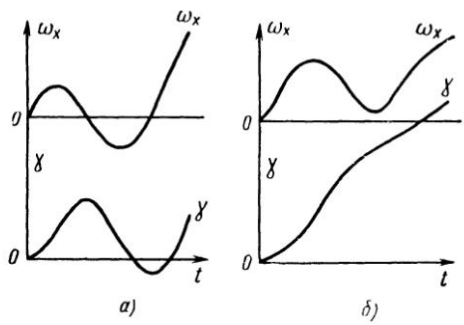


Рис. 5.15 График изменения угловой скорости и углов крена при сваливании

особенно при наличии начальных крена или скольжения ($\gamma_0 \neq 0$, $\beta_0 \neq 0$, $n_{y0} > 1$). Во втором случае угол крена при сваливании непрерывно увеличивается — самолет с самого начала сваливания кренится все время в одну и ту же сторону. Это соответствует сваливанию при потере скорости.

5.6. СВАЛИВАНИЕ С БОЛЬШИХ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ И ДИНАМИЧЕСКОГО ПОТОЛКА

5.6.1. Сваливание со сверхзвуковых чисел М

Несмотря на невозможность вывода самолета на C_{yc} при больших сверхзвуковых скоростях полета даже в случае полного отклонения ручки управления на себя при выполнении координированных маневров ($C_{y\delta} \ll C_{yc}$, см. рис. 5.13), сваливание самолета все же возможно и при числах $M \gg 1$. Возможность сваливания самолета при больших сверхзвуковых числах М обусловлена в основном двумя причинами. Во-первых, при числах $M \gg 1$ из-за падения степени путевой статической устойчивости самолета возможно появление больших углов скольжения, в результате чего из-за несимметричного обтекания сваливание может наступать при значениях C_y значительно меньших, чем C_{yc} в случае $\beta = 0$. При этом сваливание происходит с апериодическим нарастанием скольжения, весьма интенсивно, так что летчику, как правило, не удается парировать последующий переход самолета в штопор. Во-вторых, на больших сверхзвуковых числах М из-за падения степени путевой статической устойчивости самолета возможно резкое проявление взаимодействия продольного и бокового движений самолета. В результате такого взаимодействия движений могут возникать непроизвольные забросы перегрузки с выходом самолета при этом на C_{yc}. Такое сваливание сопровождается обычно возникновением больших абсолютных величин перегрузок (как нормальной, так и боковой) и значительными колебаниями самолета. Оно также, как правило, заканчивается переходом самолета в штопор (см. гл. 6).

5.6.2. Сваливание с динамического потолка

У сверхзвуковых самолетов большое значение и особую специфику имеют режимы полета на динамическом потолке. Принципиальных отличий в поведении самолета при сваливании с динамического потолка по сравнению со сваливанием с больших, но еще не динамических высот (не выше статического потолка), как правило, не бывает. Однако предпосылок к сваливанию самолета при полетах на динамических высотах и, в частности, на динамическом потолке больше главным образом из-за происходящего при этом интенсивного уменьшения скорости полета и падения степени аэродинамического демпфирова-

ния (при отсутствии или при неработающей автоматической стабилизации самолета).

При подходе к режиму сваливания на динамическом потолке колебания самолета (особенно колебания его с крыла на крыло) заметно возрастают и начинаются на бóльших приборных скоростях полета, а само сваливание протекает обычно более вяло. Обусловлено это тем, что аэродинамические моменты (как самовращения, так и демпфирования) пропорциональны плотности воздуха. Поэтому сваливание самолета на меньших высотах (при прочих равных условиях) происходит обычно значительно резче. Задолго до начала сваливания с динамического потолка возникают непроизвольные колебания самолета (в основном поперечные).

Сваливание с динамического потолка, как и с любой другой высоты, может заканчиваться попаданием самолета в штопор. В этом случае обычно вывести самолет из штопора удается только на значительно меньших высотах (по сравнению с высотой начала сваливания), так как аэродинамические рули на динамических высотах относительно малоэффективны. С точки зрения запаса высоты указанное обстоятельство не опасно. Однако такой затянувшийся режим штопора на больших высотах приводит к тому, что летчик вынужден длительное время находиться в режиме непрерывного и весьма неравномерного (о чем будет сказано подробнее в следующей главе) вращения самолета, что усложняет работу, ориентировку и ухудшает самочувствие летчика. Поэтому при полетах на динамическом потолке от летчика требуется очень четкое пилотирование во избежание сваливания.

Летная практика и анализ летных происшествий показывают, что сваливание самолета с динамических высот может возникать в основном по следующим причинам.

1. Из-за неустойчивости самолета по перегрузке на больших углах атаки.

2. Из-за появления рыскания, обусловленного действием гироскопического момента ротора двигателя при возникновении угловой скорости тангажа.

3. Из-за потери самолетом устойчивости под влиянием инерционного и (в меньшей степени) аэродинамического взаимодействия продольного и бокового его движений.

Возможность попадания самолета на динамические высоты связана с превращением накопленной им при разгоне на меньших высотах кинетической энергии в потенциальную, т. е. с неизбежным уменьшением скорости полета при выполнении «горки». Следовательно, полет на динамическом потолке и близких к нему высотах, когда у самолета есть большой запас потенциальной энергии, накопленный за счет израсходования большей части его кинетической энергии, происходит при весьма малых

приборных скоростях и скоростных напорах. Малые скоростные напоры снижают эффективность аэродинамических органов управления и ухудшают характеристики устойчивости самолета. В результате для повышения безопасности полета на этих высотах следует летать с весьма малыми по абсолютной величине углами атаки самолета, при которых нормальная перегрузка обычно бывает близка или равна нулю. Поэтому абсолютные величины аэродинамических сил и моментов, действующих на самолет в таких режимах полета, невелики, а, следовательно, их влияние на динамику полета сказывается значительно меньше, чем на статических (не выше статического потолка) высотах. Последнее является дополнительным доводом в пользу того, что полет на динамических высотах, и особенно вблизи вершины горки, следует проводить на малых углах атаки: увеличение аэродинамической подъемной силы самолета с возрастанием угла атаки практически не повлияет на характер траектории полета, являющейся по существу баллистической кривой, т. е. практически не повысит динамический потолок, а может лишь способствовать возникновению сваливания.

Анализ материалов полетов на динамическом потолке и данных моделирования таких режимов показывает, что в данном случае инерционные силы и моменты преобладают над аэродинамическими. Однако вследствие малых угловых скоростей вращения самолета в полете на высотах, равных или близких к динамическому потолку (в верхней части горки), влияние этих инерционных сил и моментов на динамику полета может оказаться все же второстепенным по сравнению с влиянием гироскопического эффекта, создаваемого вращающимися частями двигателя.

Поэтому физическая картина возникновения сваливания самолета с динамических высот выглядит следующим образом. Как уже указывалось, из-за малых аэродинамических моментов на таких высотах возможно появление лишь сравнительно небольших угловых скоростей вращения самолета. Однако даже такая угловая скорость тангажа может приводить к появлению относительно больших гироскопических моментов рыскания. Эти моменты обусловлены сравнительно большими полярными моментами инерции роторов ТРД современных сверхзвуковых самолетов и высокими оборотами двигателей на таких высотах — даже при работе их на режимах малого газа и авторотации. Они вызывают появление таких угловых скоростей рыскания, при которых может достаточно сильно проявляться гироскопическое взаимодействие продольного и бокового движений самолета. Последнее и приводит к выходу самолета на режим сваливания.

Факторами, способствующими сваливанию, являются также скольжение, создаваемое гироскопическим моментом рыскания, и плохое затухание свободных продольных и боковых колебаний

на больших высотах, на которых самолет «неплотно сидит в воздухе». Любое внешнее возмущение и более или менее энергичное отклонение руля приводит на этих высотах к появлению долго незатухающих колебаний самолета, происходящих со сравнительно большими амплитудами.

Исходные угловые скорости тангажа, служащие первопричиной развития такого движения самолета, могут быть созданы при недостаточно плавном отклонении ручки управления. Если у самолета на больших углах атаки возникает неустойчивость по перегрузке, то при выходе его на эти углы атаки в результате созданного рулем высоты импульса возникает уже самопроизвольное кабрирование. Само по себе такое движение может происходить достаточно быстро и на динамических высотах, а тем более еще и при дополнительном воздействии гироскопического и инерционного моментов (даже при сравнительно небольшом исходном вращении самолета).

Вот один из примеров сваливания с динамического потолка, закончившегося переходом самолета в штопор. Слушатель школы летчиков-испытателей при базе Эдвардс в США Смит в 1965 г. на самолете NF-104A выполнял запланированный учебной программой полет на динамический потолок. Он должен был набрать высоту 27450 м в процессе выполнения крутой горки. На высоте 25300 м (вблизи вершины горки) из-за резкого отклонения ручки управления от себя возникла отрицательная угловая скорость тангажа и самолет начал плавно опускать нос. При этом истинная скорость полета была равна 408 км/ч, приборная скорость и скоростной напор были весьма невелики и составляли соответственно 89 км/ч и 39 кгс/м^2. Турбореактивный двигатель самолета работал на режиме малого газа, однако ввиду большой высоты полета обороты его были велики (4000 об/мин).

Анализ полетных записей приборов-самописцев и материалов моделирования условий этого полета показал следующее. Под действием гироскопического момента рыскания после появления отрицательной угловой скорости тангажа началось вращение носа самолета влево — появилось правое скольжение. Из-за поперечной статической устойчивости самолета это скольжение привело к возникновению аэродинамического момента крена — началось кренение его на левое крыло, что привело к изменению угла атаки.

Такое сочетание действий гироскопического и аэродинамического моментов вызвало появление сложного пространственного движения самолета с вращением его относительно всех трех осей. Появление угловых скоростей привело к возникновению инерционных дестабилизирующих моментов рыскания и тангажа, способствовавших дальнейшему увеличению абсолютных величин углов атаки и скольжения. В результате самолет потерял устойчивость, вышел на большие углы атаки — началось сва-

ливание, а затем штопор, из которого летчику не удалось его вывести. На высоте 12 км летчик катапультировался.

Анализ материалов таких полетов на самолете NF-104A и отзывы летчиков-испытателей показали, что оптимальный угол набора высоты для выхода на динамический потолок составлял 65—70°. Горка с таким углом набора высоты выполнялась при угле атаки самолета порядка 5°, наклон спинки кресла летчика к нормальной оси самолета составлял 14°. В результате при выполнении горки корпус летчика отклонялся от вертикали на угол порядка 84°÷89° (летчик располагался почти горизонтально). Такое необычное и неудобное положение затрудняло работу летчика и исключало возможность визуального пилотирования самолета, лишая летчика возможности ориентироваться по земле и естественному горизонту. Поэтому такие маневры выполнялись по приборам, что вносило дополнительные трудности в пилотирование. Указанный фактор косвенно также способствовал повышению вероятности непроизвольного выхода самолета на критические режимы. Во избежание сваливания для тренировочных полетов с выполнением горки на самолете NF-104A были введены ограничения по характеристикам траектории: скорость в верхней точке горки должна была оставаться сверхзвуковой, чтобы скоростной напор был примерно 100 кгс/м², а максимальный угол набора высоты в процессе выполнения горки не превышал 45—50°.

Возрастание начальной скорости (числа M) при сваливании с динамического потолка влияет так же как и при сваливании на средних высотах: с увеличением $V_0(M_0)$ интенсивность сваливания и абсолютные величины угловых скоростей и ускорений ω_x, ω_y, ε_x, ε_y возрастают.

Помимо перечисленных выше, еще множество факторов может существенно влиять на характеристики сваливания: внешняя конфигурация самолета, упругие деформации его конструкции, методы пилотирования (в частности, резкость и последовательность отклонения рулей), режим работы двигателей, положение самолета перед выходом на углы атаки сваливания и др. Поэтому режимы сваливания даже одного и того же самолета при одинаковых начальных скоростях, числах M, высотах полета и перегрузках могут заметно различаться между собой.

5.7. СВАЛИВАНИЕ В ТУРБУЛЕНТНОЙ АТМОСФЕРЕ И ПРИ ОБЛЕДЕНЕНИИ

Практическую опасность выхода самолета на $\alpha_c(C_{y\,c})$ при полете в турбулентной атмосфере создают вертикальные потоки воздуха. Иными словами, при полете в турбулентной атмосфере, с точки зрения возможности сваливания, имеют значение в основном лишь вертикальные составляющие скоростей воздушных масс. Горизонтальные потоки или порывы

ветра незначительно изменяют угол атаки самолета, и поэтому под их влиянием можно выйти на режим сваливания только при полете на крайних режимах (на скоростях, достаточно близких к скорости сваливания). Однако маловероятно, чтобы летчик выполнял полет на таких режимах в турбулентной атмосфере.

Рассмотрим условия попадания самолета в вертикальный восходящий поток воздуха. Если до входа в этот поток угол атаки самолета был равен α_1, то после входа самолета в восходящий поток, движущийся со скоростью W, его угол атаки увели-

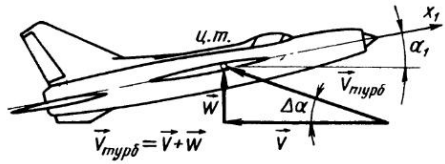


Рис. 5.16. Изменение угла атаки при попадании самолета в вертикальный порыв ветра

чится на величину $\Delta\alpha$ и станет равен $\alpha_2=\alpha_1+\Delta\alpha$ (рис. 5.16). Величина $\Delta\alpha$ определяется выражением

$$\Delta\alpha=\operatorname{arctg}\frac{W}{V}.$$

Чтобы вывести самолет на режим сваливания, восходящий поток должен создать приращение угла атаки $\Delta\alpha\geqslant\Delta\alpha_c$, где $\Delta\alpha_c=\alpha_c-\alpha_1$. Для этого его вертикальная скорость должна быть равна

$$W_c=V\operatorname{tg}\Delta\alpha_c.$$

Предположим, что восходящий поток имеет резко очерченные границы, а самолет мгновенно попадает в него.

Из рис. 5.16 видно, что чем меньше угол атаки самолета (чем больше $\Delta\alpha_c$) и чем больше скорость полета, тем большей должна быть скорость восходящего потока, способная вывести самолет на критические режимы. Однако с увеличением скорости (числа M) полета под влиянием сжимаемости воздуха величина α_c может заметно уменьшаться. В результате величина $\Delta\alpha_c$ может уменьшаться более интенсивно, чем увеличивается скорость полета. Поэтому скорость восходящего потока W_c при некоторых значениях числа M также может уменьшаться с увеличением числа M (скорости) полета. Следовательно, каждой высоте полета самолета соответствует определенный диапазон чисел M, при котором величина W_c оказывается максимальной. Это следует учитывать при выборе наивыгоднейших значений числа M и высоты полета, обеспечивающих максимальную безопасность полета в случае интенсивной турбулентности атмосферы.

При наличии обледенения характеристики сваливания самолета могут существенно изменяться. Даже сравнительно небольшое обледенение самолета может приводить к заметному снижению несущих его свойств на больших углах атаки (на 15—25% и даже больше) и изменению моментных характеристик самолета. Обледенение крыла в основном приводит к падению подъемной силы самолета, а обледенение хвостового оперения может приводить к значительному ухудшению управляемости, условий балансировки и устойчивости (иногда даже к возникновению неустойчивости) самолета. В связи с этим могут появляться «клевки» и другие опасные особенности поведения самолета. Пример влияния обледенения носка крыла на несущие свойства самолета приведен на рис. 5.17. Обледенение вызвало значительное снижение $C_{y\,max}$ и $\alpha_{кр}$, т. е. способствовало возникновению раннего и более интенсивного срыва потока. В интенсивности влияния обледенения можно убедиться на следующем примере: нарост льда в виде «ножа» длиной 10—15 мм (сравнительно небольшое обледенение) на передней кромке крыла может снижать критический угол атаки самолета на 20—30%, а иногда и более.

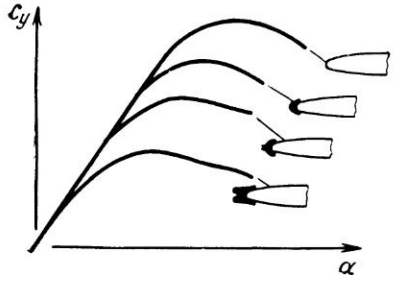


Рис. 5.17. Пример изменения несущих свойств самолета при обледенении

Протекание кривой $C_y=f(\alpha)$ в окрестности ее максимума при значительном обледенении (особенно в самом неблагоприятном случае — при появлении «двугорбого» или, как его еще иногда называют, «двурогого» льдообразования) оказывается существенно менее плавным. Это способствует повышению резкости сваливания и более раннему его возникновению.

Обледенение поверхности стабилизатора, особенно его передней кромки, может оказаться чрезвычайно опасным. Начало срыва потока с обледеневшего стабилизатора обычно сопровождается интенсивной тряской хвостового оперения. Значительное обледенение стабилизатора приводит к резкому ухудшению управляемости самолета, может вызывать появление неустойчивости по перегрузке, ухудшает характеристики сваливания и особенно затрудняет (а иногда делает просто невозможным) вывод самолета из сваливания.

Одной из причин сваливания при обледенении является привычка летчиков выдерживать заданный угол тангажа. Однако при обледенении самолета поляра второго рода сильно меняется и угол тангажа необходимо уменьшать. Это тем более важно, если от обледенения уменьшилась тяга двигателя.

5.8. ОСОБЕННОСТИ СВАЛИВАНИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ

5.8.1. Тенденция самолета к сваливанию

Несмотря на наличие ряда факторов, уменьшающих тенденцию современных сверхзвуковых самолетов к сваливанию (о чем будет сказано ниже), последние все-таки имеют не меньше предпосылок к непроизвольному попаданию на критические режимы, чем дозвуковые самолеты старой конструкции. Это объясняется в основном четырьмя причинами:

1. Расширением эксплуатационных диапазонов высот, скоростей и чисел M полета, а также увеличением удельной нагрузки на крыло. Например, чем больше высота полета и удельная нагрузка на крыло, тем меньше располагаемый запас C_y, т. е. тем больше вероятность непроизвольного выхода самолета на $C_{y\,c}$ при выполнении маневров. На больших сверхзвуковых числах M полета из-за падения степени путевой статической устойчивости самолета возможно создание весьма больших углов скольжения, способствующих снижению $C_{y\,c}$, а также возникновению резко выраженного взаимодействия продольного и бокового движений самолета, приводящего к потере устойчивости и сваливанию самолета.

2. Заметным усложнением пилотирования при отсутствии автоматических или полуавтоматических пилотажно-навигационных систем. В этом случае летчику требуется практически одновременно следить за большим количеством приборов и устройств, характеризующих параметры полета и условия работы силовой установки, систем и агрегатов самолета, тогда как сами режимы полета в основном оказываются неустановившимися и могут очень быстро изменяться. У сверхзвуковых самолетов больше особенностей устойчивости, управляемости и летных характеристик, а также различных ограничений (по режимам полета, режимам работы силовой установки и т. п.), чем у дозвуковых самолетов. Эти обстоятельства требуют от летчика дополнительных затрат внимания.

3. Некоторыми характерными особенностями устойчивости и управляемости (наличием неустойчивости по перегрузке на больших углах атаки и др.), а также спецификой поведения самолета в особых случаях полета (например, при отказе основной системы управления). Значительные изменения устойчивости и управляемости возникают на самолетах, имеющих такие специфические конструктивно-аэродинамические особенности, как, например, крыло переменной (изменяемой в полете) стреловидности — на переходных режимах, т. е. при изменении угла стреловидности крыла в полете.

4. На характер сваливания сверхзвуковых самолетов существенно влияют особенности поляры второго рода (в связанных

осях), требующие более четкого соблюдения углов тангажа. Ошибка в угле тангажа приводит к падению скорости полета и увеличению вертикальной скорости, а при сохранении угла тангажа — к увеличению угла атаки. Дозвуковые профили при малых числах M опускают большие отклонения угла тангажа.

В боевых условиях, когда летчик не имеет возможности внимательно следить за приборами и часто выполняет резкие маневры, а также в некоторых случаях при полете в сложных метеорологических условиях вероятность непроизвольного сваливания самолета повышается.

Перечисленные факторы способствуют повышению вероятности попадания сверхзвуковых самолетов в режим сваливания. В противовес им существует ряд факторов, снижающих тенденцию сверхзвуковых самолетов (по сравнению с дозвуковыми) к сваливанию. К их числу можно, в первую очередь, отнести следующие.

Сваливание сверхзвуковых самолетов при сопоставимых начальных условиях протекает обычно более плавно, чем сваливание дозвуковых самолетов. При отсутствии начального скольжения и прочих равных условиях сверхзвуковые самолеты имеют меньшую тенденцию к сваливанию, чем дозвуковые. Объясняется это в основном более плавным характером протекания зависимостей $C_y=f(\alpha)$ в области околокритических углов атаки и уменьшением значений $C_{y\,\max}$, а также сравнительно небольшими величинами моментов инерции относительно продольной оси (моментов инерции крена) J_x у сверхзвуковых самолетов. Кроме того, потребные для выхода на C_{yc} отклонения ручки управления у сверхзвуковых самолетов оказываются обычно значительно бóльшими, чем у дозвуковых. Поэтому непроизвольное сваливание при малых (близких или равных $V_{\min}$) скоростях прямолинейного горизонтального полета без скольжения на сравнительно небольших высотах в нормальных эксплуатационных условиях у сверхзвуковых самолетов встречается значительно реже, чем у дозвуковых. Таковы факторы, способствующие уменьшению тенденции к сваливанию у сверхзвуковых самолетов.

Положение оси вращения самолета существенно влияет на характеристики сваливания. В связи со значительным возрастанием разноса масс в направлении продольной оси самолета и соответствующим возрастанием моментов инерции рыскания J_y, вращение сверхзвуковых самолетов при сваливании происходит относительно оси, близкой к продольной оси самолета Ox_1. При сваливании дозвуковых самолетов ось их вращения располагается ближе к направлению вектора скорости полета. Эта особенность приводит к резким изменениям углов атаки и скольжения при сваливании, а следовательно, к появлению значительно более неравномерного (более колебательного) движения

сверхзвуковых самолетов в процессе сваливания, о чем подробней будет сказано ниже в гл. 6.

5. 8. 2. Влияние скольжения

У сверхзвуковых самолетов, имеющих стреловидное или треугольное крыло, даже небольшое скольжение может существенно сказываться на характере протекания кривой $C_y = f(\alpha)$. У дозвуковых самолетов с прямым крылом такое влияние проявлялось значительно слабее (рис. 5. 18). Этим и объяс-

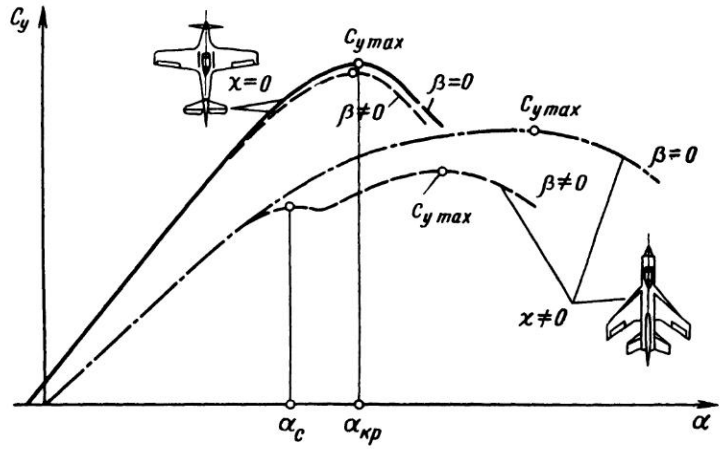


Рис. 5. 18. График зависимости $C_y = f(\alpha)$ у самолетов с прямым и стреловидным крылом при скольжении

няется известный из практики летной эксплуатации и летных испытаний факт, что у самолетов с крылом большой стреловидности сваливание может возникать при меньших углах атаки, чем α_c у самолетов с прямым крылом, несмотря на то, что критические углы атаки при отсутствии скольжения у первых оказываются значительно бóльшими.

Значительно более сильное влияние скольжения на аэродинамические характеристики стреловидного крыла обусловлено тем, что на характер его обтекания (распределение давления по крылу) внешние воздействия вообще влияют в большей степени, чем на обтекание прямого крыла. Повышенная чувствительность стреловидного крыла к внешним воздействиям связана с одной особенностью его обтекания: перетеканием пограничного слоя по размаху к концам крыла. Это приводит к набуханию пограничного слоя на концах крыла и. следовательно, к появлению областей малоустойчивого или даже неустойчивого обтекания.

Поэтому даже сравнительно слабые внешние воздействия могут приводить к заметному изменению картины обтекания.

Кроме того, с появлением скольжения происходят изменения эффективного удлинения и эффективной стреловидности правой и левой половин стреловидного крыла. Это приводит к появлению заметных различий в аэродинамических характеристиках обеих половин крыла.

5.9. ВЛИЯНИЕ СРЕДСТВ УВЕЛИЧЕНИЯ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ

5.9.1. Влияние механизации крыла

Повышение подъемной силы крыла достигается в основном двумя путями: обеспечением задержки отрыва потока созданием соответствующих условий в пограничном слое и (или) увеличением площади крыла. Оптимальным вариантом является использование обоих этих методов. На современных самолетах для повышения подъемной силы в основном применяют управление геометрическими параметрами крыла: толщиной и кривизной профиля крыла и их распределением по хорде, а также длиной самой хорды крыла. В последние годы большое внимание уделяется разработке устройств для управления пограничным слоем крыла.

Средства механизации крыла, применяемые на современных самолетах, весьма разнообразны и часто очень эффективны. Использование органов механизации, расположенных у задней кромки крыла (механизация задней кромки), обычно одновременно с повышением несущих свойств приводит и к появлению моментов на пикирование. Механизация задней кромки (простые закрылки, щелевые закрылки, закрылки Фаулера, двухщелевые закрылки Фаулера и т. п.) повышает несущие свойства крыла при неизменном угле атаки в основном за счет повышения кривизны крыла. На таких органах механизации отрыв потока возникает обычно при относительно небольших углах атаки, но область сорванного потока сохраняется за осью их подвески до больших углов их отклонения. Максимальная подъемная сила образуется непосредственно перед срывом потока со всего крыла или когда область отрыва потока с органов механизации начинает перемещаться вверх по течению (вперед от оси их подвески), либо когда возникает срыв потока с передней кромки.

Используя органы механизации, расположенные у передней кромки (механизацию передней кромки), можно увеличивать подъемную силу с одновременным созданием моментов на кабрирование. Механизация передней кромки (щитки Крюгера, щели у передней кромки, отклоняемый или отогнутый вниз носок крыла, предкрылок и т. п.) обычно увеличивает максимальную

подъемную силу без существенного изменения лобового сопротивления, приводит к затягиванию срыва потока с передней кромки, повышает $\alpha_{кр}$. Отогнутый вниз носок крыла, увеличивая кривизну носовой части профиля, может существенно изменять характер срыва потока — вызывать переход от носового срыва (срыва с передней кромки) к хвостовому (срыву потока у задней кромки). Механизация передней кромки обычно позволяет увеличить $C_{y\,доп}$ примерно на 0,2—0,3. Оптимальным вариантом является безмоментная механизация, применение которой не требует перебалансировки самолета (это может иметь место, например, при использовании щелевых закрылков в сочетании со щитками Крюгера), т. е. не приводит к появлению дополнительных моментов тангажа.

Механизация влияет на характеристики сваливания, в первую очередь, через изменение зависимости $C_y=f(\alpha)$ на больших углах атаки. Существенную роль играет также и изменение моментных характеристик самолета — зависимости $m_z=\varphi(\alpha)$. Как правило, сваливание самолета с выпущенной механизацией происходит значительно интенсивнее (резче), чем с убранной механизацией (аналогичное влияние оказывает обычно и наличие наружных подвесок под крылом или фюзеляжем самолета). Объясняется это действием ряда факторов. Чем выше несущие свойства крыла (чем больше C_y), тем больше потери подъемной силы при срыве потока, а бóльшие изменения сил могут приводить к появлению бóльших моментов, действующих на самолет при сваливании. При затягивании начала отрыва потока на бóльшие углы атаки возникающий затем срыв развивается резче (особенно при увеличенной кривизне профиля крыла).

Характеристики сваливания самолета с убранной и выпущенной механизацией могут существенно различаться. На рис. 5.19 показаны примеры сваливания одного и того же самолета при одинаковых начальных условиях. В первом случае *(а)* сваливание производилось с убранными закрылками, во втором *(б)* — с выпущенными в посадочное положение закрылками. Из приведенного примера видно, что сваливание с выпущенными закрылками происходит значительно резче.

Следует отметить, что влияние отклонения закрылков на характеристики сваливания может проявляться существенно нелинейно: до определенного угла отклонения закрылков их влияние на характеристики сваливания может быть относительно слабым, а дальнейшее (даже сравнительно небольшое) увеличение этого угла может иногда приводить к очень резкому изменению картины сваливания самолета. Характерное влияние отклонения закрылков, предкрылков и отклоняющегося носка крыла иллюстрируется примером, приведенным на рис. 5.20. Выпуск закрылков повышает несущие свойства крыла, практически не меняя величину $\alpha_{кр}$. Отклонение предкрылка (также, как и носка крыла) обеспечивает линейное протекание кривой $C_y=f(\alpha)$ до за-

метно бо́льших углов атаки. Аналогичное влияние может оказывать и применение системы управления пограничным слоем. Существенное влияние на несущие свойства крыла оказывает радиус носка профиля. Например, увеличение относительного ра-

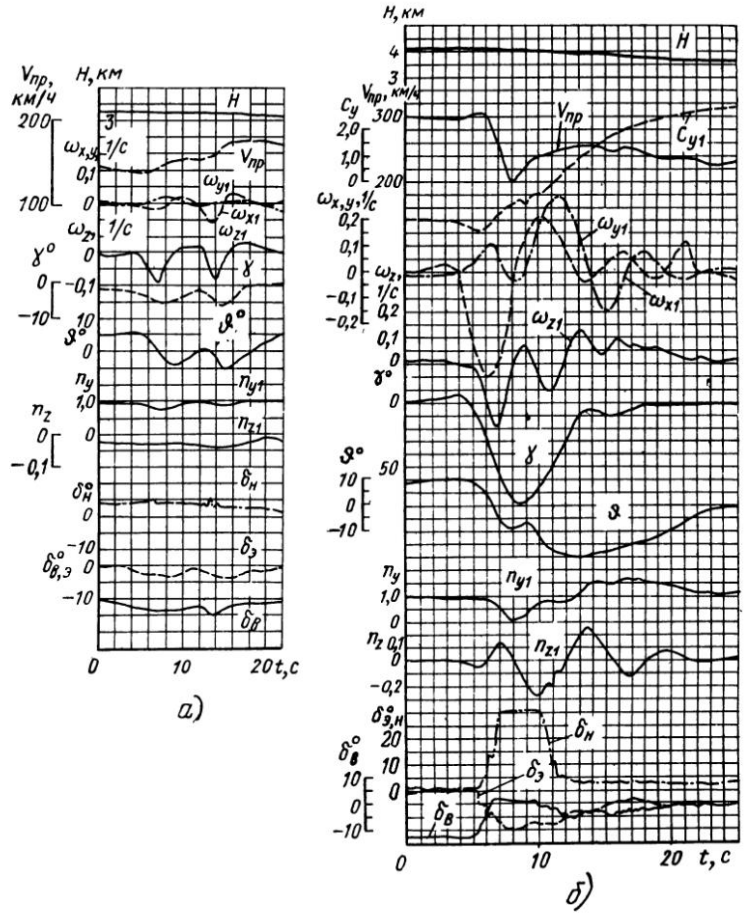


Рис. 5. 19. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при сваливании самолета с убранными (*а*) и выпущенными (*б*) закрылками

диуса носка с 0,2 до 0,5 может приводить к возрастанию $C_{y\,max}$ вдвое.

Известно, что сжимаемость может заметно влиять на протекание кривой $C_y = f(\alpha)$ при больших углах атаки даже на очень малых числах M. Обусловлено это тем, что при таких углах атаки на верхней поверхности носовой части крыла могут возникать области околозвуковых, а иногда и сверхзвуковых скоростей, при

заведомо дозвуковых значениях числа M полета. Так, возрастание числа M полета уже начиная с $M \approx 0{,}15 \div 20$ может приводить к заметному снижению $C_{y\,max}$. Чем эффективнее механизация крыла (особенно его передней кромки), тем с меньших значений числа M и тем сильнее проявляется влияние сжимаемости на $C_{y\,max}$, $\alpha_{кр}$, $C_{y\,т}$, $\alpha_т$ и другие характеристики несущих свойств крыла на больших углах атаки (рис. 5.21).

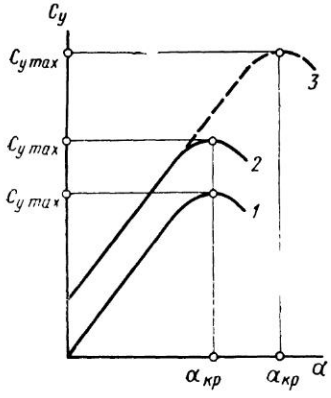


Рис. 5. 20. Характерное влияние отклонения закрылков, предкрылков и отклоняющегося носка крыла на зависимость $C_y = f(\alpha)$:

1—гладкое крыло; *2*—закрылки выпущены; *3*—закрылки и предкрылок выпущены (отклонен носок)

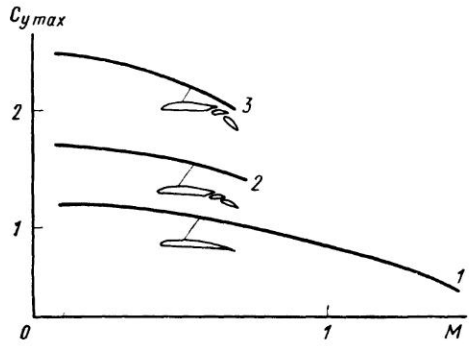


Рис. 5. 21. Влияние сжимаемости на $C_{y\,max}$:

1—гладкое крыло; *2*—закрылки во взлетном положении; *3*—закрылки в посадочном положении

Весьма перспективным представляется применение крыльев с профилями изменяемой геометрии. В настоящее время во многих странах большое внимание уделяют созданию систем изменения в полете геометрии профилей крыла, пригодных для массовой летной эксплуатации. Исследования показывают, что, в частности, даже небольшие изменения геометрических характеристик носовой части профиля стреловидного крыла могут приводить к значительным улучшениям его несущих свойств (особенно на околокритических и близких к ним углах атаки), повышению величин α_c и $\alpha_{кр}$. Регулируемое в полете изменение формы носовых частей профилей крыла (например, изменение кривизны средней линии носовой части профиля, радиуса закругления его носка) может обеспечить повышение его несущих свойств в широком диапазоне углов атаки и скоростей (чисел M) полета, существенно улучшить характеристики сваливания самолета.

5. 9. 2. Влияние прочих факторов

Наличие на крыле или других частях самолета турбулизаторов (генераторов вихрей) может заметно улучшать его несущие свойства и характеристики сваливания. Принудительное перемешивание потока турбулизаторами оказывает на пограничный слой такой же эффект, как и уменьшение градиента давления. Турбулизатор подводит энергию внешнего потока к пограничному слою и служит в основном для управления уже оторвавшимся потоком. Применение сравнительно крупных и далеко разнесенных турбулизаторов, создающих крупномасштабное перемешивание потока, оказывается обычно более эффективным, чем применение мелких многорядных турбулизаторов, обеспечивающих мелкомасштабное перемешивание. Генераторы вихрей, располагаемые на передней кромке, могут заметно увеличивать подъемную силу крыла. Характер влияния крупных крыльевых турбулизаторов на подъемную силу крыла иллюстрируется графиком, приведенным на рис. 5. 22.

Управление пограничным слоем дает выигрыш в подъемной силе и уменьшение лобового сопротивления. В частности, при отсосе пограничного слоя с крыла у передней кромки отрыв потока может быть значительно затянут (сдвинут на бóльшие углы атаки) при сравнительно небольших расходах отсасываемого воздуха. Качественно отсос пограничного слоя оказывает влияние на характер протекания кривой $C_y=f(\alpha)$, аналогичное влиянию турбулизаторов.

Значительные преимущества может дать применение суперкритических профилей крыла. Суперкритическое крыло позволяет отодвинуть начало возникновения тряски и развитие сваливания на заметно бóльшие углы атаки. Максимальная подъемная сила крыла суперкритического профиля без закрылков может оказаться значительно большей максимальной подъемной силы подобного крыла не суперкритического профиля при отклоненных закрылках (рис. 5.23).

Характеристики несущих свойств самолета с ТВД могут существенно изменяться в зависимости от обдувки крыла струей от воздушного винта. Обдувка заметно повышает $C_{y\,\max}$, однако при этом может значительно уменьшаться $\alpha_{кр}$. Пример влияния обдувки крыла на характеристики несущих свойств показан на рис. 5.24. Приведены две кривые $C_y=f(\alpha)$ для самолета с ТВД, имеющего стреловидное крыло: одна при отсутствии обдувки (коэффициент обдувки $B=0$), а другая при наличии интенсивной обдувки ($B\neq 0$). Обусловлено указанное влияние тем, что на стреловидном крыле обдувка создает дополнительное перетекание пограничного слоя к концам крыла, что способствует более раннему возникновению отрыва потока (уменьшению $\alpha_{кр}$). При наличии обдувки возрастает не только подъемная сила, но и лобовое сопротивление самолета. Поэтому, в частности, асиммет-

ричный отказ двигателя на таком самолете может не приводить к очень большому нарастанию разворачивающих и кренящих мо-

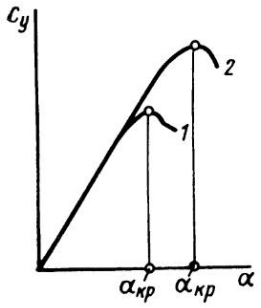


Рис. 5.22. Влияние крыльевых турбулизаторов на зависимость $C_y = f(\alpha)$:

1—гладкое крыло; *2*—крыло с турбулизатором

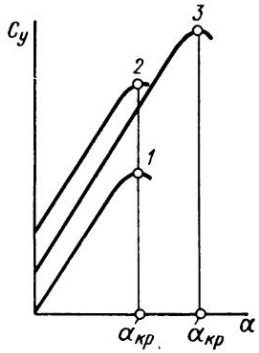


Рис. 5.23. Сравнение характера протекания зависимостей $C_y = f(\alpha)$ у самолетов с обычным и суперкритическим крылом: *1*—обычное крыло (закрылки убраны); *2*—обычное крыло (закрылки выпущены); *3*—суперкритическое крыло (закрылки убраны)

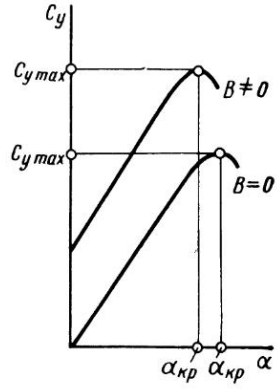


Рис. 5.24. Влияние обдувки крыла на зависимость $C_y = f(\alpha)$

ментов, так как исчезновение тяги в какой-то степени может компенсироваться падением лобового сопротивления из-за исчезновения обдувки на крыле с отказавшим двигателем.

5.10. ПАРИРОВАНИЕ СВАЛИВАНИЯ И МЕТОДЫ ВЫВОДА САМОЛЕТА

Сваливание самолета, происходящее большей частью неожиданно для летчика, весьма опасно, так как оно сопровождается потерей (частичной, а иногда и полной) управляемости самолета. После сваливания возможен переход самолета в пикирование (наиболее благоприятный вариант), в спираль или в штопор. В штопоре управляемость самолета оказывается значительно худшей, чем на обычных эксплуатационных режимах полета, однако, как правило, она бывает достаточной для надежного вывода самолета из этого режима при правильном пилотировании. В спирали управляемость самолета через некоторое время практически полностью восстанавливается, если при этом летчик не допускает грубых ошибок пилотирования. В обоих последних случаях (особенно при попадании в штопор) происходит значительная потеря высоты, что наиболее опасно при малой исходной высоте полета. Неожиданность

и возникающие у летчика непривычные ощущения при потере управляемости могут оказаться более важными факторами при выборе рекомендуемых методов вывода самолета из сваливания, чем даже потеря высоты на выводе. Поэтому требуемые от летчика действия по выводу самолета из сваливания по возможности должны быть предельно простыми.

Если сваливание произошло на большой скорости, то при этом возможно превышение максимальных эксплуатационных перегрузок (появление остаточных деформаций или поломок конструкции), либо предельно допустимых чисел M и скоростных напоров при переходе самолета в спираль. Сваливание, происшедшее вблизи земли, например, при заходе на посадку, приводит к тому, что самолет снижается с большой вертикальной скоростью. Это сопровождается весьма неблагоприятным пространственным положением самолета непосредственно перед приземлением. В таких случаях возможен, в частности, подход самолета к земле с большим креном, сопровождающийся ударом конца крыла о землю, приводящим к аварии.

Следует также отметить одну характерную и очень опасную ошибку пилотирования: попытку прекращения снижения самолета, движущегося после сваливания по спиралеобразной траектории, посредством отклонения ручки управления на себя. От этого вращение самолета становится только еще более интенсивным, а скорость его снижения не уменьшается, а, наоборот, возрастает. Вероятность совершения подобной ошибки на сверхзвуковом самолете возрастает еще и потому, что вращение при движении его по такой спирали менее заметно для летчика (меньшие угловые скорости вращения самолета), чем это было на старых дозвуковых самолетах. Поэтому с точки зрения обеспечения безопасности полета большую роль играет наличие на самолете указанных выше естественных или специально созданных (искусственных) признаков, отчетливо и заблаговременно предупреждающих летчика о приближении опасного режима полета. При отсутствии, слишком раннем или слишком позднем появлении естественных признаков предупреждение летчика о приближении сваливания должно осуществляться с помощью специальных средств индикации и сигнализации выхода самолета на околокритические режимы. Отсутствие надежных средств, предупреждающих летчика о приближении критических режимов, создает трудности в уверенном пилотировании самолета, препятствует полному использованию всех его маневренных возможностей.

5. 10. 1. Средства предотвращения сваливания

В настоящее время все больше внимания уделяется созданию специальных индикаторов и сигнализаторов, предупреждающих летчика о подходе к критическим режимам или даже автоматически препятствующих выходу самолета на эти

режимы в случае невмешательства летчика. Такое предупреждение может проводиться по двум взаимосвязанным параметрам: величине угла атаки или коэффициента подъемной силы самолета. Кроме того, ввиду значительного влияния скольжения и сжимаемости на характер протекания зависимости $C_y=f(\alpha)$ в области околокритических углов атаки целесообразно также увязывать информацию о фактических величинах α или C_y с информацией о фактических величинах таких параметров, как угол скольжения β, число M полета и т. п.

Предупреждение о выходе на околокритические режимы полета летчик должен получать заранее, например, при скорости, превышающей скорость сваливания не менее чем на 5—10% или при угле атаки, меньшем α_c на $3°\div4°$. Величина этого запаса выбирается для каждого конкретного типа самолета в зависимости от характеристик его устойчивости, управляемости и особенностей пилотирования на околокритических режимах, а также и от особенностей исходного режима полета, предшествовавшего выходу самолета на большие углы атаки (например, отклонения летчиком ручки управления на себя или скорости нарастания угла атаки самолета). Ее можно по необходимости увеличивать (например, при неустойчивости самолета по перегрузке на больших углах атаки), либо уменьшать (например, при достаточной степени продольной статической устойчивости самолета по перегрузке, а также резком нарастании усилий и требуемых отклонений ручки управления при выходе на режим α_c). На малых высотах ограничения по углу атаки в основном определяются при малых скоростях полета ограничением по сваливанию, а при больших скоростях полета — величиной максимальной эксплуатационной перегрузки (ограничением по прочности). На больших высотах обычно во всем эксплуатационном диапазоне скоростей и чисел M полета ограничение определяется по сваливанию, либо по потере путевой устойчивости и т. п.

Устройства для предупреждения выхода самолета на критические режимы, основанные на определении величин коэффициента подъемной силы самолета, обладают тем преимуществом, что вся требуемая для их работы специальная измерительная аппаратура (в частности, датчики перегрузки и расхода горючего для определения фактического полетного веса самолета) располагается внутри самолета. Недостатком их является необходимость измерения фактических величин полетного веса самолета, что связано с определенными трудностями создания и наладки соответствующей аппаратуры. Кроме того, при выходе на околокритические режимы полета показания такого прибора становятся уже неоднозначными: из-за наличия максимума кривой $C_y=f(\alpha)$ одинаковые значения C_y могут иметь место как на докритических, так и на закритических режимах полета. Поэтому индикация летчику величин C_y на околокритических режимах может только дезориентировать его.

В настоящее время, как правило, используются только средства предупреждения, основанные на измерении угла атаки самолета. Для этого можно, например, использовать датчик флюгарочного типа, устанавливаемый в набегающем потоке, показания которого передаются на индикатор, и сигнализирующее устройство. Наиболее целесообразным является двухстрелочный индикатор углов атаки с ленточной шкалой. Такой двухстрелочный индикатор показывает фактический (α) и предельно допустимый в нормальной летной эксплуатации ($\alpha_{доп}$) углы атаки самолета. По расстоянию между двумя стрелками индикатора летчик судит об имеющемся у него запасе по углу атаки, которым он располагает для выполнения требуемых маневров. При возрастании фактического угла атаки до предельно допустимых его значений включаются дополнительные средства сигнализации (подача звуковых или световых сигналов и т. п.). Преимуществом такого вида средств предупреждения является отсутствие необходимости в определении полетного веса самолета.

Выше уже отмечалось, что на современных самолетах (как дозвуковых, так и сверхзвуковых) естественных предупреждающих признаков, как правило, недостаточно для надежного, безопасного пилотирования этих самолетов на пределе маневренных их возможностей. Это относится и к условиям интенсивного маневрирования, и к условиям выдерживания заданной скорости (вернее — заданного угла атаки) на посадке, и к ряду других режимов полета. Необходимо создавать искусственные средства предупреждения летчика о приближении сваливания. Они должны разумно дополнять естественные средства. В частности, при применении тактильных средств предупреждения их сигналы не должны становиться мало различимыми при возникновении естественных предупреждающих признаков.

При полете в турбулентной атмосфере на больших высотах летчику часто бывает трудно обнаружить различия между проявлением турбулентности в отсутствии облачности и приближением к срывным режимам. В таких случаях целесообразно пилотировать самолет по углу атаки, как и на всех других режимах полета, на которых летчик должен, в первую очередь, внимательно следить за тем, чтобы не выйти за предельно допустимый угол атаки (полет на малых скоростях, маневрирование на больших высотах с большими перегрузками, заход на посадку и т. п.), пилотировать самолет следует в основном только по углу атаки, а не по скорости или углу тангажа. Такой способ пилотирования самолета на указанных режимах оказывается значительно более легким и безопасным. Однако это требует установки на самолете надежного указателя угла атаки в составе штатного бортового оборудования.

Большие преимущества при пилотировании самолета на указанных режимах может давать использование систем индикации

на лобовом стекле (СИЛС). Наличие на самолете СИЛС позволяет летчику пилотировать самолет, в частности, по углу атаки, индицируемому на лобовое стекло, практически не глядя на приборную доску для получения дополнительной информации (разумеется в тех случаях, когда требуется выдерживать в основном только индицируемый параметр — угол атаки), т. е. уделяя все внимание слежению за окружающей обстановкой. Применение СИЛС помогает также координации действий членов экипажа. Весьма полезно индицировать на лобовом стекле не только текущие значения α, но и величины $\alpha_{доп}$ (лучше разность $\Delta\alpha_{доп}=\alpha_{доп}-\alpha$), определяемые как из условий предотвращения выхода самолета на недопустимо большие углы атаки (ограничение по сваливанию, по путевой неустойчивости и т. п.), так и из условий предотвращения превышения максимальной эксплуатационной перегрузки (ограничение по прочности). Это касается ограничений по предельно допустимым положительным и отрицательным углам атаки (перегрузкам).

Для дальнейшего повышения уровня безопасности полета и возможности более полного использования маневренных возможностей самолета следует, кроме индикации, иметь еще и сигнализацию для летчика о приближении сваливания. С этой целью полезно использовать, в частности, тактильные сигнализаторы (ТС), применяя, например, один и тот же датчик угла атаки и закон срабатывания (настройки) как для ТС, так и для СИЛС. Сигнализация должна срабатывать при приближении $\Delta\alpha_{доп}$ к нулю.

В качестве датчиков угла атаки могут использоваться либо указанные выше датчики флюгарочного типа, либо пневматические (барометрические) датчики, позволяющие определять угол атаки по измеренному перепаду давлений. Последние могут быть выполнены, например, в виде специальных насадков вильчатого типа, устанавливаемых во внешнем потоке, либо базироваться на измерениях статического давления в отдельных точках профиля крыла или на принципе выравнивания разности давлений в двух полостях, разделенных непроницаемой перегородкой, устанавливающейся по потоку (рис. 5.25) и т. п.

Датчики углов атаки флюгарочного и пневматического типа, основанные на измерении перепада давлений, используют лишь косвенную информацию о приближении срывных режимов (о характере обтекания крыла). Следует иметь в виду, что режим обтекания вынесенных в набегающий поток датчиков и насадков вильчатого типа не всегда однозначно соответствует режиму обтекания крыла. В качестве более объективного источника информации о характере обтекания крыла может использоваться прибор, основанный на измерении толщины пограничного слоя крыла $\delta_к$ [27]. При отсутствии отрыва потока толщина пограничного слоя сравнительно мало изменяется с увеличением докритичес-

ких углов атаки. А при приближении к околокритическим углам атаки возникает резкое, иногда почти скачкообразное нарастание толщины пограничного слоя. На рис. 5.26 в качестве примера показано изменение производной $\delta_к' = d\delta_к/d\alpha$ и самого параметра $\delta_к$ при приближении к критическому углу атаки. По возрастанию величины $\delta_к'$ (нарастанию толщины пограничного слоя) можно надежно судить о появлении отрывного обтекания — приближении сваливания. Такой прибор реагирует на изменения характера обтекания независимо от причин, вызвавших это изменение.

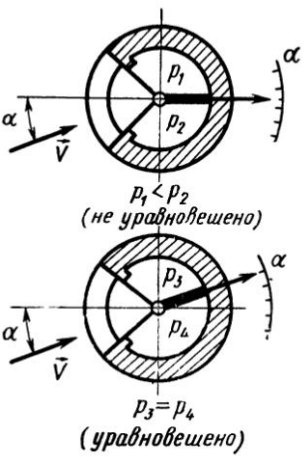


Рис. 5.25. Принцип работы барометрического датчика угла атаки (основанного на уравновешивании давлений)

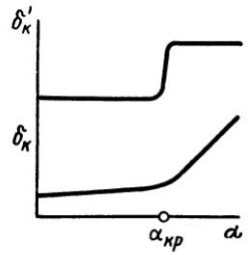


Рис. 5.26. Зависимости $\delta_к' = f(\alpha)$ и $\delta_к = \varphi(\alpha)$

Недостатком широко распространенных в настоящее время датчиков угла атаки флюгарочного типа является необходимость установки датчиков во внешнем потоке (возможность повреждения или изменения их установочного угла при наземном обслуживании самолета), а также необходимость введения переменных поправок в их показания. Последнее обусловлено тем, что датчик измеряет по существу не угол атаки самолета, а угол между направлением местной линии тока (в месте расположения датчика) и осью самолета. Разность между этим углом и фактическим углом атаки самолета (поправка к показаниям датчика) не является постоянной. Она может существенно изменяться в зависимости от режима полета, режима работы двигателей, внешней конфигурации самолета и т. п.

Если бы эта поправка была постоянной, то величина ее не играла бы никакой роли — ее легко было бы учитывать соответствующей тарировкой прибора. В тех случаях, когда эта поправка существенно изменяется в зависимости от условий полета, работа с указателем угла атаки флюгарочного типа усложняется. При этом в тарировке прибора заранее учитывается средняя ве-

личина поправки, а затем уже в показания прибора вносятся соответствующие коррективы на отклонение фактической величины поправки от ее среднего значения в различных условиях полета. Поэтому следует по возможности всегда выбирать такое место установки датчика на самолете, которое обеспечивало бы минимальные значения этих отклонений. В известной степени эти недостатки присущи всем системам сигнализации, основанным на использовании пневмодатчиков.

С прибором-сигнализатором может быть связано также автоматическое устройство в системе управления, обеспечивающее отклонение ручки управления (независимо от действий летчика) вперед при превышении предельно допустимого положительного угла атаки или назад при выходе на предельно допустимые отрицательные (близкие к α_c^*) углы атаки. В качестве такого автоматического устройства целесообразно использовать противоштопорный автопилот [53], который мог бы препятствовать появлению и развитию сваливания, а если это не удалось и самолет вошел в штопор — выводить его из штопора. Срабатывание такого автопилота для вывода из сваливания в общем случае должно производиться по достижении определенного, заранее заданного угла атаки с учетом ряда факторов: конфигурации самолета, наличия скольжения, производных α, β, γ, ω_x, чисел M, Re и т. п.

5. 10. 2. Вывод из сваливания

Если не удалось парировать выход самолета на угол атаки сваливания (α_c или α_c^*), т. е. произошло сваливание, летчик должен как можно раньше, не дожидаясь развития режима сваливания и входа в штопор, начинать вывод самолета из этого опасного режима. При выводе самолета из сваливания или из режима больших докритических (близких к α_c или α_c^*) углов атаки, как правило, летчик должен вначале действовать только органом продольного управления, энергично отклоняя при этом ручку управления от себя (при сваливании с $\alpha>0$) или на себя (при сваливании на $\alpha<0$). Особую сложность может представлять вывод из сваливания на отрицательных углах атаки. Появление такого сваливания возможно не только в перевернутом, но и в нормальном (неперевернутом) полете. В частности, это может иметь место в результате «клевка» — опускания носа самолета под влиянием момента на пикирование, возникающего при падении эффективности горизонтального оперения (руля высоты), например в случае его обледенения.

Пользоваться элеронами для парирования кренения самолета на больших докритических углах атаки, а тем более при сваливании, опасно (и, как правило, в этом нет необходимости), так как в некоторых случаях это может только ускорить переход са-

молета в штопор. Указанное обстоятельство объясняется в основном тем, что с выходом самолета при сваливании на закритические углы атаки отклонение элеронов против вращения может только усугубить это вращение, а не парировать его (подробнее см. гл. 7). Кроме того, при поперечных колебаниях самолета в процессе сваливания летчик иногда не успевает отклонять элероны в нужную сторону.

Руль направления при выводе самолета из сваливания рекомендуется так же, как и элероны, удерживать в нейтральном (исходном балансировочном) положении до тех пор, пока летчик не убедится (по прекращению предупреждающей тряски, уменьшению перегрузки, возрастанию скорости и т. п.) в том, что самолет перешел на эксплуатационные углы атаки $|\alpha| < |\alpha_{доп}|$. Обусловлено это тем обстоятельством, что путевое (особенно безбустерное) управление является сравнительно хуже контролируемым — ноги менее чувствительны, чем рука. Поэтому при сваливании, являющемся необычным режимом полета, требующим значительных дополнительных затрат внимания, летчик легко может создать чрезмерное отклонение руля направления в сторону, противоположную той, в которую происходит сваливание. Это может вызвать только изменение направления вращения самолета вместо прекращения сваливания. Иногда это вызывает переход самолета из режима сваливания в штопор противоположного направления вращения по отношению к тому, из которого летчик хотел вывести самолет после сваливания.

Кроме того, при резком сваливании самолет может сравнительно быстро оказаться в положении, близком к положению «на спине» при отрицательных закритических углах атаки ($\alpha < \alpha_c^*$). Если в этом случае летчик больше чем нужно отклонит руль направления (против появившихся после сваливания крена и разворота) одновременно с отклонением ручки управления от себя (на парирование сваливания, возникшего на положительных углах атаки), то такое отклонение руля направления может способствовать переходу самолета в режим перевернутого штопора. Особенно опасно пользоваться рулем направления для вывода из сваливания на самолетах, у которых может быть обратная реакция по крену на отклонение руля направления. Отклонение элеронов и руля направления в этом случае может также вызывать скольжение, способствующее развитию сваливания.

Если самолет после выхода из сваливания попал на нормальные эксплуатационные (заведомо докритические) углы атаки в положении «на спине» или близком к нему, то выводить самолет в нормальное положение относительно горизонта можно двояко: выполнив «полубочку» или вторую половину переворота через крыло. Обычно выполняют полубочку, так как при этом скорость полета возрастает меньше, чем при выполнении второй половины переворота через крыло, в процессе которого скорость

в некоторых случаях может выйти за пределы существующих ограничений, к тому же еще и с большой потерей высоты.

Рекомендуемые действия летчика по выводу из сваливания, приводимые в инструкциях по пилотированию, должны быть по возможности предельно просты и единообразны (подобны аналогичным методам, используемым на близких по типу самолетах), чтобы летчик не мог их перепутать. Они должны быть рассчитаны на летчика средней квалификации, который сравнительно редко попадает на такие режимы. Как уже указывалось, большинство самолетов рекомендуется выводить из сваливания только посредством продольного отклонения ручки управления, удерживая при этом элероны и руль направления в нейтральном положении (независимо от крена и рыскания самолета). Возвращать руль высоты в исходное балансировочное положение и выводить самолет из крена после выхода его из сваливания рекомендуется только после исчезновения всех предупреждающих признаков и сигналов. Во избежание повторного сваливания следует выводить самолет из пикирования (снижения) на скорости, не менее чем на 20—30% превышающей скорость сваливания. При наличии на самолете автопилота (обычного, а не специального противоштопорного) или системы автоматической стабилизации, следует, как правило, отключать их в самом начале сваливания. Их работа в таком режиме может только затруднять восстановление нормальных условий полета и способствовать входу в штопор. Наличие на самолете надежных средств предупреждения о приближении сваливания, указателя угла атаки, надежно работающего при больших углах крена и тангажа авиагоризонта уменьшает вероятность сваливания и облегчает вывод самолета из сваливания в любых эксплуатационных условиях.

ГЛАВА 6

ОСОБЕННОСТИ ШТОПОРА СОВРЕМЕННЫХ САМОЛЕТОВ

6.1. СХЕМАТИЧЕСКОЕ ИЗОБРАЖЕНИЕ ЭТАПОВ ШТОПОРА

Характерные участки траектории движения самолета на входе в штопор, в штопоре и при выходе из него схематически показаны на рис. 6.1. Рассмотрим их последовательно. Увеличение угла атаки самолета в исходном эксплуатационном режиме прямолинейного горизонтального полета (*1*) приводит к выходу на $\alpha_{доп}$ (*2*). Дальнейшее возрастание угла атаки сопряжено с выходом самолета на околокритические α (*3*), после чего увеличение угла атаки приводит к возникновению сваливания (*4*). Развитие режима сваливания (*5*) ведет к выходу самолета на закритические углы атаки, при которых может возникать авторотация (*6*). Возникновение авторотации приводит к появлению штопора. Начало штопора — это появление его переходного участка (*7*). Затем самолет переходит в вертикальный штопор (*8*). Летчик начинает вывод самолета из этого режима. По окончании отклонения рулей на вывод из штопора (*9*) начинается участок, на протяжении которого прекращается авторотация самолета (*10*). По окончании авторотации (*11*) летчик (если это необходимо и возможно) устанавливает самолет в требуемое угловое положение и начинает пикирование для увеличения скорости полета. По достижении эволютивной скорости (*12*), т. е. при наличии уже достаточного для выполнения требуемого маневра запаса по скорости (относительно скорости сваливания), летчик начинает выводить самолет из пикирования. Выход из штопора заканчивается в момент перехода самолета в режим прямолинейного горизонтального полета (*13*), в котором он летит при угле атаки $\alpha \leqslant \alpha_{доп}$.

Таким образом, если летчик по какой-либо причине не парирует увеличение угла атаки, самолет выходит на околокритические углы атаки с достижением α_c, что приводит к возникновению сваливания. В процессе развития режима сваливания самолет попадает на закритические углы атаки, когда может возникнуть авторотация — начинается штопор. В режиме штопора существенно различаются между собой два характерных его

участка: переходный участок и вертикальный (или, как его иногда называют, развившийся) штопор. Переходным участком штопора называется его начальный участок, продолжающийся

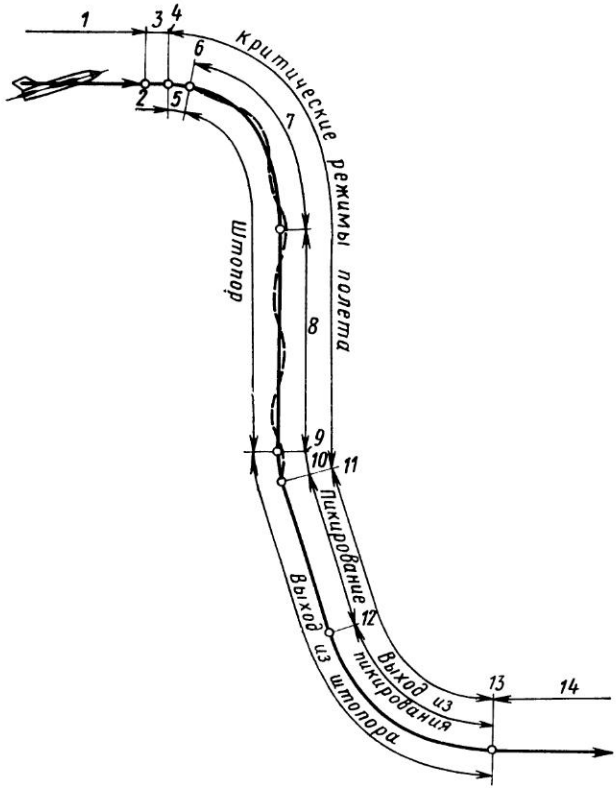


Рис. 6. 1 Схематическое изображение траектории движения самолета в штопоре

от момента возникновения авторотации после выхода самолета на закритические углы атаки в режиме сваливания до момента, когда ось штопора становится практически вертикальной. Вертикальный штопор начинается по окончании переходного участка и длится до начала выхода самолета из штопора.

6. 2. ОСОБЕННОСТИ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ШТОПОРА

Поведение и пилотирование самолета на критических (около- и закритических) режимах полета, в первую очередь, определяется следующим.

1. Аэродинамическими характеристиками самолета (моментами $M_{x, y, z}$ и силами X, Y, Z).

2. Динамическими особенностями (разносом масс по осям Ox_1, Oy_1 и Oz_1; удельной нагрузкой на крыло; гироскопическими моментами, создаваемыми вращающимися элементами силовых установок — воздушными винтами, роторами ТРД).

3. Характеристиками системы управления самолета, наличием средств автоматической стабилизации и т. п.

4. Диапазонами эксплуатационных режимов полета (скоростями, числами M и высотами полета, эксплуатационными перегрузками и т. д.).

5. Оборудованием и конструктивно-геометрическими характеристиками, влияющими на удобство пилотирования (пользования рычагами управления и т .п.), обзор из кабины и т. д.

6. Высотно-скоростными и дроссельными характеристиками силовых установок.

К важнейшим конструктивно-аэродинамическим и эксплуатационным особенностям современных маневренных сверхзвуковых самолетов, в основном определяющим особенности их сваливания и штопора, относятся следующие. Высокие скорости и числа M полета, обусловливающие существенное изменение форм отдельных элементов самолета. Такие самолеты имеют фюзеляжи большого удлинения с вытянутой вперед носовой частью, тонкие крылья сравнительно малого удлинения и большой стреловидности, что приводит к размещению основной нагрузки в фюзеляже. В результате отношения моментов инерции $J_z : J_x$ и $J_y : J_x$ значительно возросли и достигают $10 \div 15$ (у дозвуковых самолетов порядка $2 \div 4$). Эллипсоид инерции сверхзвуковых самолетов оказывается значительно вытянутым относительно продольной оси. У маневренных сверхзвуковых самолетов современных компоновок при переходе от дозвуковых к сверхзвуковым скоростям полета существенно возрастают запасы продольной устойчивости и на больших сверхзвуковых скоростях значительно уменьшаются запасы путевой устойчивости. Крыло малого удлинения приводит к уменьшению демпфирования крена. Заостренная передняя кромка и специфические формы крыла в плане обусловливают характерные отличия в изменении аэродинамических характеристик при переходе к около- и закритическим углам атаки, а значения этих углов существенно возрастают.

На больших углах атаки такие сверхзвуковые самолеты имеют повышенные запасы поперечной устойчивости и пониженные запасы продольной устойчивости по перегрузке (возможно — неустойчивость по перегрузке).

С учетом требований сверхзвуковой аэродинамики сужение (диффузорность) хвостовой части фюзеляжа сверхзвукового самолета делается небольшим или отсутствует, т. е. хвостовая часть фюзеляжа оказывается утолщенной по сравнению с хвос-

товой частью у дозвуковых самолетов. Сравнительно большое сужение крыла (особенно треугольного) и малая относительная толщина его приводят к увеличению корневых хорд крыла. Все это, а также возрастание угла стреловидности хвостового оперения способствует увеличению аэродинамического затенения последнего крылом и фюзеляжем на больших углах атаки. Характер проявления и развития срыва потока при увеличении угла атаки таких самолетов оказывается другим (см. гл. 5). Этим самолетам присущи большие удельные нагрузки на крыло, достигающие $p_{уд} \approx 400 \div 500$ кгс/м^2 и более, слабое затухание собственных колебаний, особенно в полете на больших высотах. Возникает необходимость применения средств автоматической стабилизации, искусственного демпфирования и автоматического управления.

При переходе к большим сверхзвуковым скоростям значительно падает эффективность органов управления. Возникает проблема обеспечения приемлемых характеристик поперечной управляемости самолета. На больших углах атаки отклонение элеронов может создавать значительные тормозящие (препятствующие кренению самолета) моменты рыскания. При этом реакция самолета по крену на отклонение элеронов может оказаться близкой к нейтральной (зависание по крену — самолет при отклоненных элеронах прекращает кренение). Последнее также приводит к необходимости применения средств автоматической стабилизации, создания перекрестных связей в управлении (кинематического подключения руля направления к элеронам) для обеспечения требуемого соотношения моментов рыскания и крена и т. п. Кардинально изменяются характеристики управляемости на самолетах с непосредственным управлением подъемной и (или) боковой силой.

Сверхзвуковые самолеты имеют силовые установки, обеспечивающие весьма высокую тяго- и энерговооруженность, благодаря чему имеется, в частности, широкий диапазон изменения продольных перегрузок (ускорений) самолета. Продолжительность полета современных маневренных самолетов на рабочих высотах сравнительно невелика. Указанное обстоятельство, а также наличие больших избытков тяг приводит к преобладанию существенно неустановившихся режимов полета.

6.3. ПЕРЕХОДНЫЙ УЧАСТОК ШТОПОРА

6.3.1. Самонейтрализация подъемной силы

Рассмотрим схематически движение самолета после сваливания с исходного режима прямолинейного горизонтального полета. Для оценки качественной стороны явления приближенно можно считать, что при наличии самовращения вектор подъемной силы самолета, вращаясь вместе с ним, будет направлен

вверх столько же времени, сколько и вниз (рис. 6.2) Следовательно, если абсолютная величина угловой скорости крена достаточно велика, а средняя величина ее постоянна или изменяется сравнительно медленно, то подъемная сила самолета практически самонейтрализуется. Этот эффект носит название самонейтрализации подъемной силы.

Самонейтрализация подъемной силы, т. е. равенство нулю среднего эффекта от ее действия, не исключает влияния подъемной силы на траекторию движения самолета в каждый отдельно



Рис. 6.2. Схематическое изображение самонейтрализации подъемной силы при быстром вращении самолета

взятый момент времени. Поэтому в действительности траектория движения самолета на переходном участке штопора представляет собой спираль, ось которой приближенно можно считать траекторией движения свободнопадающего тела. При достаточно больших угловых скоростях крена обе эти траектории настолько сближаются, что становится возможным приближенно считать траекторию движения центра тяжести самолета на переходном участке штопора траекторией свободнопадающего тела, имеющего тот же вес и ту же начальную скорость (схематический штопор — радиус равен нулю).

Таким образом, приближенно можно представить, что траектория движения самолета после сваливания вначале напоминает параболу, а затем постепенно приближается к вертикальной прямой. Чем больше начальная скорость полета и вес самолета (чем больше запас его кинетической энергии), тем дольше этот переход и тем большими будут дальность полета L и потеря высоты ΔH на переходном участке штопора (до тех пор, пока траектория движения центра тяжести самолета приблизится к вертикали).

На рис. 6.3 показаны расчетные траектории движения самолета после сваливания с одной и той же скорости, полученные при условии $C_y=1{,}25=\text{const}$, $C_x=1{,}25=\text{const}$ и $p_{уд}=250$ кгс/м^2 для различных значений угловой скорости крена (кривые *1, 2* и *4*). Для сравнения показаны полученные при тех же условиях параметры траектории движения центра тяжести самолета, рассматриваемого как свободнопадающее тело (при отсутствии подъемной силы $C_y=0$, кривые *3*). Сравнение этих кривых показывает, что при угловой скорости крена $\omega_x=1{,}5$ рад/с траектория движения центра тяжести самолета после сваливания уже весьма близка к траектории движения свободнопадающего тела.

Строго говоря, траектория движения центра тяжести самолета на переходном участке штопора (даже если рассматривать только схематический штопор) представляет собой сложную пространственную кривую, имеющую кривизну как в вертикальной, так и в горизонтальной плоскостях. В правом штопоре про-

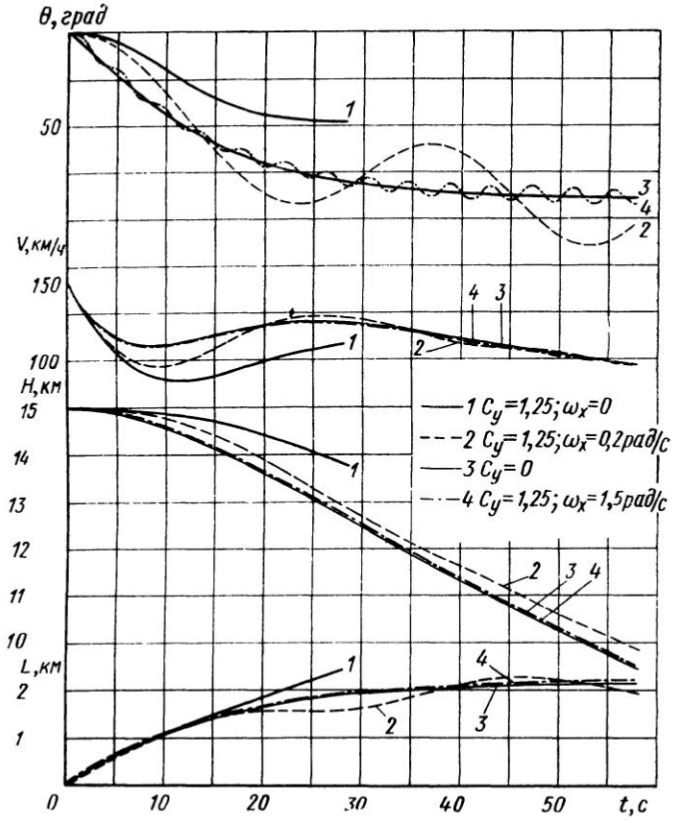


Рис. 6.3. Влияние угловой скорости вращения самолета на траекторию движения его после возникновения сваливания

екция этой кривой на горизонтальную плоскость отклоняется влево, а в левом — вправо. В основном это обусловливается влиянием гироскопического момента двигателей (возникающего при изменении наклона оси штопора), стремящегося повернуть самолет относительно траектории. Возникающие при этом скольжение и, следовательно, боковая аэродинамическая сила и искривляют траекторию движения самолета указанным образом. Поэтому для более точных расчетов траектории движения самолета на переходном участке штопора следует учитывать иск-

ривление этой траектории в плоскости $x_g O y_g$ под влиянием гироскопического момента двигателей (если это влияние приводит к появлению заметных величин боковой аэродинамической силы Z).

С увеличением высоты начала сваливания переходный участок штопора становится более пологим, а протяженность его возрастает, что обусловлено возрастанием исходной истинной скорости полета, при которой происходит сваливание самолета: при постоянном скоростном напоре ($q=\text{const}$) с увеличением высоты из-за уменьшения плотности воздуха истинная скорость полета возрастает. Это, в свою очередь, вызывает увеличение числа М. Уменьшение C_{yc} под влиянием возрастания числа М на больших высотах приводит к дополнительному увеличению скорости полета, при которой происходит сваливание.

Ввиду сравнительно большой по времени продолжительности переходного участка штопора, особенно после сваливания на больших высотах, летчикам на сверхзвуковых самолетах при непреднамеренном попадании в штопор в основном приходится иметь дело именно с этим переходным участком, а не с режимом вертикального штопора. В большинстве случаев летчик начинает выводить самолет из штопора задолго до начала его вертикального участка. Поэтому значение особенностей поведения и пилотирования сверхзвуковых самолетов на переходном участке штопора возрастает.

Движение сверхзвукового самолета на переходном участке штопора происходит обычно весьма неравномерно, с большими колебаниями, иногда с остановками и даже изменениями направления вращения. Результаты летных и наземных исследований показывают, что это обусловлено влиянием нелинейного протекания аэродинамических характеристик по углам атаки и скольжения, по числам М, Re и т. п., а также действием гироскопического момента двигателя и влиянием несовпадения оси вращения самолета с направлением вектора скорости полета.

Несовпадение оси вращения самолета с направлением вектора скорости полета приводит к изменению углов атаки и скольжения самолета в процессе вращения. Значительное изменение скорости полета на переходном участке приводит к соответствующим изменениям чисел М и Re. При наличии нелинейных аэродинамических характеристик изменения указанных параметров приводят к заметным, а главное непропорциональным, нелинейным изменениям аэродинамических моментов и сил. Эти изменения аэродинамических моментов и сил, как правило, происходят весьма резко и неравномерно (особенно у сверхзвуковых самолетов) и приводят к появлению неравномерного движения с большими колебаниями самолета.

Возникающие при этом изменения угловых скоростей рыскания и крена вызывают изменения соответствующих составляю-

щих гироскопического момента, что способствует появлению еще больших неравномерностей в движении самолета.

Конец переходного участка и возникновение вертикального штопора обычно бывают связаны с хорошо заметным для летчика изменением характеристик режима. По окончании переходного участка (приближенно это совпадает с началом установившегося или, точнее, квазиустановившегося снижения самолета) вращение самолета становится более определенным, интенсивным и равномерным.

6. 3. 2. Вход в штопор

Входу в штопор и достижению режима развившегося штопора (быстрейшему завершению переходного участка) при прочих равных условиях способствуют:

1) резкость импульса накренения самолета, благоприятствующая достижению высоких значений угловой скорости ω_{x1} и углов крена;

2) возрастание начальных величин ω_{x1} и сравнительно медленное их изменение после достижения первых экстремальных значений $\omega_{x\,max}$ (на рис. 5.2 эти точки обозначены кружками — соответственно при $t \approx 7$ и $t \approx 9$ с) из-за уменьшения скольжения на опускающееся полукрыло при достижении углов крена более 90°. Это способствует нарастанию угловой скорости ω_{y1}, необходимой для перехода самолета в штопор (быстрейшему появлению максимальных ее значений $\omega_{y\,max}$).

Поэтому в качестве характеристик, определяющих вход самолета в штопор, целесообразно рассматривать максимальные значения угловой скорости крена $\omega_{x\,max}$ (если это вход в штопор с виража с переменой направления вращения — то принимается первое экстремальное значение ω_{x1} после изменения направления вращения самолета относительно его оси Ox_1) и отношение максимальных угловых скоростей (первых экстремальных их значений) $k_{yx} = \omega_{y\,max}/\omega_{x\,max}$, характеризующее нарастание угловой скорости рыскания ω_{y1} при данном импульсе кренения. Быстрый вход в штопор происходит обычно из режимов сваливания, характеризующихся большими величинами k_{yx} (превышающими $k_{yx} \approx 0{,}5 \div 0{,}7$).

На переходном участке штопора (в отличие от вертикального штопора) и особенно в начале этого участка наблюдаются характерные колебания самолета с периодическими изменениями величин и знаков угловых скоростей (ускорений) самолета. Эти колебания отличаются, как правило, заметно меньшими (по сравнению с развившимся штопором) величинами $|\omega_{y1}|$ и $|\varepsilon_{y1}|$. Перегрузки и скорость полета на этом участке значительно превосходят перегрузки и скорость в установившемся штопоре.

6. 3. 3. Влияние положения оси вращения

Рассмотрим влияние положения оси вращения самолета на характеристики переходного участка штопора. Как известно, вращение самолета в общем случае происходит относительно оси, не совпадающей ни с направлением его продольной оси, ни с направлением вектора скорости полета. Изменения углов атаки и скольжения в процессе вращения самолета, устойчивого в путевом и продольном отношении, будут тем меньше,

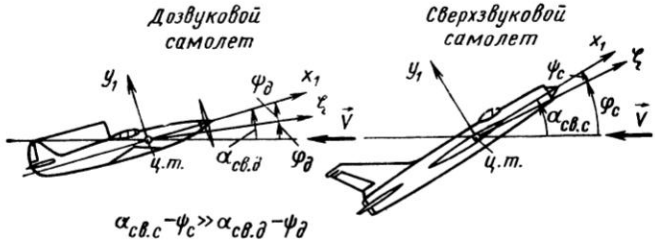


Рис. 6. 4. Схема, поясняющая причины увеличения кинематических изменений углов атаки и скольжения у у сверхзвуковых самолетов

чем меньше угловая скорость. При большой угловой скорости восстанавливающие аэродинамические моменты не успевают парировать возникающие при вращении самолета циклические изменения углов атаки и скольжения, а ось вращения самолета весьма близка или даже практически совпадает с его продольной осью, т. е. с начальным положением оси вращения. В последнем случае можно рассматривать самолет как гироскоп, стремящийся сохранить неизменным положение своей оси вращения в пространстве.

Таким образом, чем больше отношения $|M_{xa}| : |M_{ya}|$ и $|M_{xa}| : |M_{za}|$, а следовательно, и отношения угловых скоростей $|\omega_x| : |\omega_y|$ и $|\omega_x| : |\omega_z|$, тем ближе располагается ось вращения самолета к его продольной оси. Из-за возрастания разноса масс в направлении продольной оси у сверхзвуковых самолетов движение крена развивается быстрее, чем движения рыскания и тангажа, что приводит к увеличению указанных отношений угловых скоростей на переходном участке штопора.

Ввиду того, что ось вращения $O\zeta$ у сверхзвуковых самолетов при прочих равных условиях располагается ближе к продольной оси Ox_1, чем у дозвуковых самолетов, а критические углы атаки оказываются заметно бо́льшими, кинематические изменения углов атаки и скольжения при вращении сверхзвукового самолета после возникновения сваливания увеличиваются. Объясняется это следующим образом.

Углы сваливания у сверхзвуковых самолетов $\alpha_{с.с}$ заметно больше углов сваливания у дозвуковых $\alpha_{с.д}$. Углы ψ между осями $O\zeta$ и Ox_1 у сверхзвуковых самолетов оказываются меньшими: $\psi_с < \psi_д$ (рис. 6.4). Поэтому после сваливания угол между осью вращения самолета и направлением вектора скорости полета у сверхзвуковых самолетов ($\varphi_с$) заметно больше, чем у дозвуковых ($\varphi_д$) : $\varphi_с \gg \varphi_д$. Следовательно, изменения углов атаки и скольжения при вращении сверхзвуковых самолетов будут бо́льшими, чем при вращении дозвуковых.

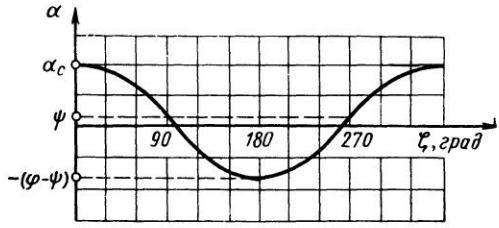


Рис. 6.5. График кинематических изменений угла атаки при вращении самолета относительно оси $O\zeta$

На рис. 6.5 схематически показаны изменения угла атаки, возникающие при повороте самолета на 360° относительно оси вращения $O\zeta$ (угол поворота самолета относительно оси $O\zeta$ обозначен на графике через ζ).

Из рис. 6.4 и 6.5 видно, что чем больше величины $\alpha_с$ и $\varphi—\psi$, тем больше изменения угла атаки в процессе вращения самолета.

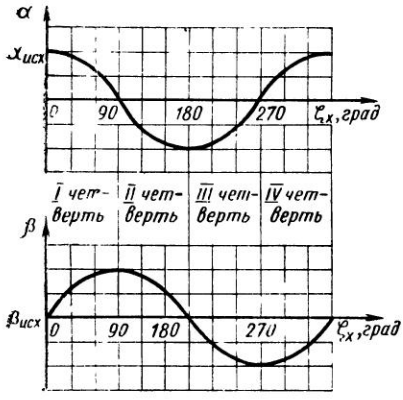


Рис. 6.6. График кинематических изменений углов атаки и скольжения при вращении самолета относительно его продольной оси

Ввиду того, что у сверхзвуковых самолетов ось вращения $O\zeta$ близка к продольной оси Ox_1, при рассмотрении кинематических изменений углов атаки и скольжения можно в первом приближении считать вращение самолета происходящим относительно его продольной оси. На рис. 6.6 показана схема протекания кинематических изменений углов атаки и скольжения самолета при повороте его на 360° относительно продольной оси Ox_1 (угол ζ_x). Эта схема наглядно поясняет, почему у сверхзвуковых самолетов на переходном участке штопора экстремумы величин угла скольжения β, как правило, оказываются смещенными по отношению к экстремумам величин угла атаки α примерно на 1/4 оборота.

Под действием силы тяжести (подъемная сила практически самонейтрализуется, см. рис. 6.2) траектория движения, т. е. век-

тор скорости полета самолета, на переходном участке штопора отклоняется вниз. Сверхзвуковым самолетам в значительно большей степени, чем дозвуковым, присуща тенденция к сохранению исходного направления оси вращения. Самолет, начавший вращаться, подобно гироскопу стремится сохранять неизменным положение оси вращения в пространстве. Благодаря большому отношению $J_z : J_x$ значительно легче придать вращение самолету

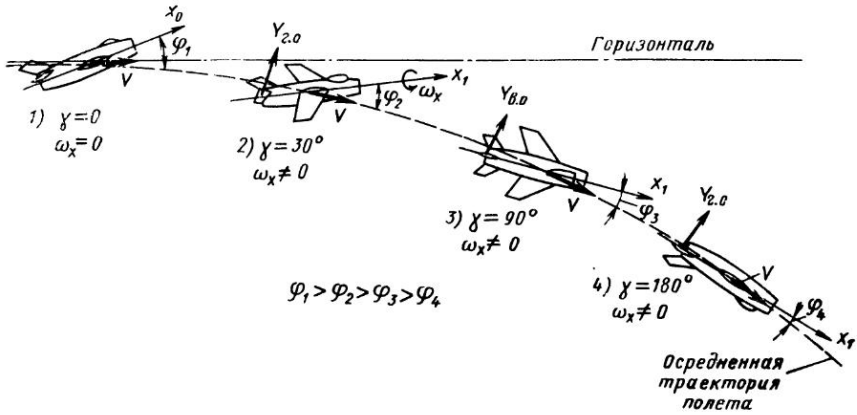


Рис 6.7. Схема, иллюстрирующая уменьшение угла φ между направлением вектора скорости полета и средним направлением продольной оси самолета на переходном участке штопора

относительно его продольной оси Ox_1, чем относительно поперечной Oz_1. Однако из-за большого угла атаки хвостового оперения (большой угол между осью Ox_1 и вектором скорости полета $\vec{V}$) на последнем возникают сравнительно большие аэродинамические силы, стремящиеся опустить нос самолета. Под действием этих сил нос самолета медленно опускается, а ось вращения самолета следует (хотя и с некоторым отставанием) за изменяющимся направлением вектора скорости (рис. 6.7). В конце концов (на средних высотах обычно через 15—20 с, а иногда и более) вектор скорости, а затем и ось вращения самолета занимают вертикальное или достаточно близкое к нему положение, т. е. направления их практически совпадают — начинается вертикальный штопор.

В связи с возрастанием коэффициента лобового сопротивления самолета C_x на закритических углах атаки после сваливания скорость полета начинает уменьшаться, что приводит к уменьшению величин аэродинамических моментов. Но, так как восстанавливающие аэродинамические моменты пропорциональны квадрату скорости, а момент авторотации — скорости в пер-

вой степени $\left(M_{\text{авг}} = M_x^{\bar{\omega}_x}\bar{\omega}_x = m_x^{\bar{\omega}_x} S l^2 \frac{\varrho_H V}{4}\omega_x\right)$, то последний с падением скорости уменьшается медленнее. Это способствует замедлению приближения оси вращения к направлению вектора скорости полета — возрастает роль самолета как гироскопа, стремящегося сохранить исходное направление оси вращения в пространстве.

6. 3. 4. Изменения углов атаки и скольжения

Ввиду того, что критические углы атаки сверхзвуковых самолетов сравнительно велики (порядки 30°÷40° и более), эти самолеты после сваливания начинают вращаться относительно оси, находящейся под достаточно большим углом к вектору скорости. Следовательно, изменения углов атаки и скольжения у сверхзвуковых самолетов на этих режимах оказываются весьма большими (особенно с учетом изменения направления траектории полета под действием силы тяжести).

Для наглядной качественной оценки влияния изменений углов атаки и скольжения на переходном участке штопора рассмотрим характер и причины изменения этих углов за один оборот самолета под действием основных факторов. Будем рассматривать движение самолета происходящим при отклонениях по штопору рулях и нейтральных элеронах. При этом для наглядности (для качественной оценки явления) опустим демпфирующие и спиральные аэродинамические моменты, а аэродинамические моменты $M_{y\beta} = M_y^{\beta}\beta$ и $M_{z\alpha} = M_z^{\alpha}\alpha$ будем считать имеющими неизменный знак (восстанавливающими) во всем диапазоне изменения α и β. Вначале исследуем движение рыскания. С учетом принятых допущений будем считать его зависящим от следующих пяти факторов:

а) аэродинамического момента, создаваемого отклоненным по штопору рулем направления;

б) гироскопического момента ротора двигателя;

в) несовпадения оси вращения самолета с вектором скорости полета, вызывающего изменения β типа показанных на рис. 6.6;

г) дестабилизирующего инерционного момента рыскания;

д) восстанавливающего аэродинамического момента рыскания, стремящегося сохранить исходное скольжение.

Аналогично может быть рассмотрено и движение тангажа.

Влияние этих факторов за время одного оборота самолета (поворот его на 360° относительно оси вращения, несовпадающей в общем случае с направлением вектора скорости полета) на переходном участке штопора подробно рассмотрено в работе [15]. В ней показано, что движение самолета на переходном участке штопора может быть весьма неравномерным и сопровождаться значительными колебаниями самолета. В действительности дви-

жение самолета на этом участке зависит от влияния множества других противоречивых факторов, усугубляющих неравномерность движения и колебания самолета.

Выше было показано, что чем больше отношение $|\omega_x| : |\omega_y|$, тем ближе (при прочих равных условиях) ось вращения самолета располагается по отношению к его продольной оси, а следовательно, тем больше будут колебания и неравномерность движения самолета. Иными словами, при сопоставимых условиях колебания и неравномерность движения самолета будут тем больше, чем меньше относительная величина угловой скорости рыскания, что, как правило, имеет место на переходном участке штопора. Следует также отметить, что у сверхзвуковых самолетов изменения угловой скорости рыскания в штопоре оказываются заметно меньшими, чем изменения угловой скорости крена. Последняя может изменяться весьма резко и в сравнительно большом диапазоне. Объясняется это опять-таки большим разносом масс в направлении продольной оси, а также большим тормозящим моментом фюзеляжа (имеющего большую длину) и хвостового оперения (имеющего сравнительно большую площадь).

6.4. ВЕРТИКАЛЬНЫЙ ШТОПОР

Если в начале переходного участка штопора можно считать, что вращение самолета происходит относительно его продольной или достаточно близкой к ней оси, то в конце переходного участка это допущение становится неприемлемым. В процессе развития переходного участка штопора ось вращения самолета все более приближается к направлению касательной к траектории полета. В вертикальном развившемся штопоре самолет вращается относительно оси, близкой, а иногда и просто совпадающей с направлением вектора скорости $\vec{V}$. Таким образом, в вертикальном штопоре среднее положение оси штопора, т. е. вектора угловой скорости вращения самолета $\vec{\omega}$, обычно совпадает с вертикалью или близко к ней. Направление вектора скорости полета самолета в вертикальном штопоре составляет обычно сравнительно небольшой угол с вертикалью. Приближение оси вращения к направлению вектора скорости полета приводит к уменьшению колебаний и неравномерности движения самолета.

Различия в аэродинамической, конструктивной и весовой компоновках сверхзвуковых самолетов приводят к появлению значительных различий и в характеристиках вертикального штопора по сравнению с дозвуковыми самолетами. Сравнительные характеристики вертикального штопора сверхзвуковых и дозвуковых самолетов приведены на рис. 6.8 (показаны осредненные значения углов атаки, угловых скоростей и скоростей снижения этих самолетов в штопоре). Эти данные получены при анализе ряда штопоров, выполненных с начальных высот по-

рядка 5÷8 км при сваливании с минимальных скоростей. Измерения производились примерно через 20÷25 с после начала режима, в процессе которого рули были полностью отклонены по штопору, а элероны находились в нейтральном положении.

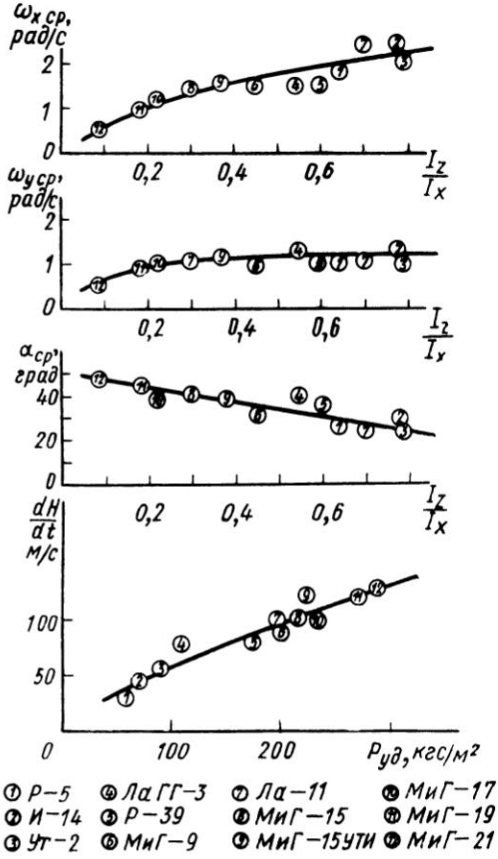


Рис 6.8. Изменение характеристик штопора в зависимости от разноса масс по самолету и удельной нагрузки на крыло

Рассмотрим угловые скорости вращения сверхзвуковых и дозвуковых самолетов в вертикальном штопоре. Средняя угловая скорость вращения сверхзвуковых самолетов в штопоре оказывается, как правило, заметно меньшей, чем у дозвуковых самолетов. Уменьшение угловой скорости вращения самолета в штопоре облегчает ориентировку летчика и уменьшает действующие

на него перегрузки. Поэтому при равных начальных и прочих условиях сверхзвуковой самолет вращается в штопоре «спокойнее», чем дозвуковой (несмотря на большую неравномерность вращения и часто бóльшие колебания сверхзвукового самолета). Уменьшение средней угловой скорости вращения самолета в штопоре объясняется в основном возрастанием разноса масс в направлении его продольной оси, а также увеличением длины фюзеляжа, повышающим тормозящий аэродинамический момент, создаваемый фюзеляжем и вертикальным оперением.

Средний угол атаки сверхзвуковых самолетов в штопоре $\alpha_{ср}$ оказывается значительно бóльшим, чем у дозвуковых (см. рис. 6.8). Обусловлено это в основном возрастанием инерционного момента тангажа, создаваемого центробежными силами, действующими на распределенные по длине фюзеляжа массы, и возрастанием критических углов атаки у сверхзвуковых самолетов. Из рис. 6.8 видно, что средние значения угла атаки самолета в нормальном штопоре у современных сверхзвуковых самолетов при рассматриваемых условиях составляют $50° \pm (5° \div 10°)$, колеблясь в основном между 45° и 55°. У дозвуковых самолетов периода Великой Отечественной войны средние значения угла атаки в нормальном штопоре обычно составляли $28° \div 35°$, т. е. были заметно меньшими.

Скорость снижения сверхзвуковых самолетов в штопоре оказывается значительно большей, чем дозвуковых (см. рис. 6.8). Объясняется это в основном возросшей удельной нагрузкой на крыло и ухудшением несущих свойств последнего. Из-за уменьшения средней угловой скорости вращения $\omega_{ср}$ средний радиус штопора $r_{ср}$ у сверхзвуковых самолетов оказывается бóльшим. Обусловлено это тем, что величина среднего радиуса штопора (радиуса штопорной спирали) определяется следующей приближенной зависимостью:

$$r_{ср} = \frac{g}{\omega_{ср}^2 \operatorname{tg} \alpha_{ср}}.$$

Несмотря на возрастание $\operatorname{tg} \alpha_{ср}$, величина $r_{ср}$ также увеличивается, так как уменьшение средней угловой скорости вращения самолета оказывается превалирующим.

6.5. МНОГООБРАЗИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ШТОПОРА

Расширение эксплуатационных диапазонов высот, чисел M и приборных скоростей полета, увеличение эффективности рулей и элеронов на дозвуковых скоростях, переход к крыльям и хвостовому оперению большой стреловидности, увеличение тяговооруженности (с этим связано, в частности, увеличение влияния гироскопических моментов роторов двигателей), применение крыла изменяемой в полете стреловидности и т. п.— все это приводит к многообразию и нестабильности штопора

сверхзвуковых самолетов. У одного и того же сверхзвукового самолета характеристики штопора могут быть существенно различными в зависимости от начальных условий ввода, продолжительности режима, положения рулей и элеронов в штопоре и др. Сверхзвуковые самолеты вращаются в штопоре, как правило, значительно неравномернее и с большими колебаниями. Впервые основные особенности штопора сверхзвуковых самолетов были подробно рассмотрены в работах [9], [12] и [15].

6. 5. 1. Неравномерность и нестабильность штопора

Неравномерность и нестабильность (изменение с течением времени) режима штопора сверхзвуковых самолетов, особенно на больших высотах полета, являются одними из важнейших особенностей этого режима. Основные причины появления этих особенностей были указаны выше, когда рассматривался переходной участок штопора. В значительной степени неравномерность и нестабильность режимов штопора определяются срывами потока и вихреобразованием — неустановившимся обтеканием с самовозбуждающимися областями отрыва потока, зависящими от ряда случайных факторов.

Нелинейность и вихреобразование всегда имеют место при закритическом обтекании. Возникающие вращательное и колебательное движения динамически родственны. Только вращательное движение наблюдается в редких случаях. Известны самолеты, у которых при предельно задних центровках штопор состоял из чередующихся входов в плоский штопор и выходов из него, тогда как при нормальной центровке наблюдался равномерный штопор. В общем случае вихревая система фюзеляжа с крылом на закритических углах атаки имеет в принципе следующий вид. Носовая часть фюзеляжа создает два свободных вихря, значительно отклоняющихся от невозмущенного потока. Эти вихревые «шнуры» движутся назад по потоку до встречи их с вихревой системой крыла. Здесь они обычно смешиваются с вихрями крыла и образующаяся при этом сложная вихревая система комбинации фюзеляж — крыло движется дальше. При положительных закритических углах атаки хвостовое оперение может иногда практически полностью попадать в эту вихревую систему. Если самолет имеет треугольное крыло, то при не очень больших углах атаки поток отделяется от него с образованием интенсивных вихрей на передней кромке. Устойчивость такого обтекания уменьшается с увеличением угла атаки. В результате возможно возникновение в основном трех разновидностей срывного обтекания самолета с треугольным крылом на закритических углах атаки.

1. Сбегающие с носовой части фюзеляжа свободные вихри уже не сливаются с вихревой системой крыла, как это указывалось выше. С увеличением угла атаки симметрия этих вихрей стано-

вится неустойчивой, они начинают переплетаться. Такое обтекание может приводить к появлению значительных случайных моментов рыскания даже при околонулевых углах скольжения.

2. Передняя кромка каждого полукрыла примерно в середине полуразмаха создает «главный» вихрь, а ближе к концу крыла — еще один дополнительный вихрь. Это может приводить к заметному изменению аэродинамических производных $m_z^{c_y}$ и m_x^{β}.

3. В основном существует только один главный вихрь, создаваемый передней кромкой крыла. При приближении к задней кромке крыла этот вихрь распадается под влиянием внутренней его неустойчивости. В этом случае могут возникать момент на кабрирование и сильная аэродинамическая тряска. Такие вихри системы фюзеляж — крыло, особенно при неустановившемся вращении и колебаниях самолета, могут подходить к хвостовому оперению под непрерывно изменяющимися углами. Это приводит к непрерывным случайным изменениям характеристик устойчивости и управляемости самолета в штопоре. При больших углах стреловидности крыла сравнительно малого удлинения иногда даже небольшое скольжение приводит к тому, что главный вихрь крыла, проходящий вблизи фюзеляжа, попадает на вертикальное оперение. В некоторых случаях при этом вертикальное оперение создает большие дестабилизирующие путевые моменты, вызывающие резко нарастающее дивергентное движение рыскания большой амплитуды.

Современные сверхзвуковые самолеты имеют режимы малоустойчивого нормального штопора, протекающего весьма неравномерно, с большими колебаниями самолета, часто с остановками и даже изменениями направления его вращения. Иногда наблюдаются даже режимы неустойчивого штопора, происходящего с большими изменениями параметров и заканчивающегося самопроизвольным выходом самолета из штопора (при отклоненных по штопору рулях и нейтральных элеронах). Это режимы типа биений, падения листом по спиралеобразной траектории и нарастающих колебаний. Появление этих режимов обусловлено в основном наличием резко выраженного нелинейного характера протекания аэродинамических коэффициентов и, в первую очередь, коэффициентов аэродинамических моментов рыскания и тангажа по углам атаки и скольжения.

В большинстве случаев режимы неустановившегося штопора могут существовать длительное время при отклоненных по штопору рулях и прекращаться только при установке рулей в нейтральное положение. Однако в некоторых случаях самолет может самопроизвольно выходить из неустойчивого штопора даже при отклоненных по штопору рулях. При этом в процессе штопора происходит нарастание скорости полета. Режим полета, в котором движение самолета происходит с последовательно чередующимися входами в область закритических углов атаки и выхо-

дами из нее при непрерывном возрастании средних величин приборной скорости полета и нормальной перегрузки, называется прогрессирующей штопорной спиралью. Нарастание нормальной перегрузки в процессе колебаний самолета при таких режимах может достигать даже опасных с точки зрения прочности самолета величин. Поэтому нельзя допускать длительного существования указанных режимов — летчик должен как можно быстрее начинать вывод самолета из такого режима. Примеры этих режимов приведены на графиках рис. 6.9 и 6.10. На рис. 6.9 показан режим штопора типа падения листом по спиралевидной траектории, протекающего в виде прогрессирующей штопорной спирали. Из графика видно, что в этом случае приборная скорость на входе в штопор составляла около 250 км/ч. В режиме она возрастала и к моменту выхода уже превышала 300 км/ч. Одновременно с увеличением $V_{пр}$ увеличивалось и среднее значение нормальной перегрузки $n_{y\,ср}$. Режим (см. рис. 6.10) протекал с нарастающими колебаниями самолета и увеличением приборной скорости почти на $\Delta V_{пр} \approx 200$ км/ч, что сопровождалось возрастанием среднего значения нормальной перегрузки на $\Delta n_y \approx 2{,}0$.

Следует, однако, иметь в виду, что значения приборной скорости (так же, как числá M и высоты полета), приводимые на графиках с полученными в штопоре полетными записями приборов-самописцев, были определены с помощью неподвижно установленных на самолете обычных приемников воздушного давления (ПВД). Эти значения $V_{пр}$, M и H не характеризуют действительные величины указанных параметров. Обусловлено это тем, что при больших закритических углах атаки выполняемые таким (неподвижно установленным на самолете) обычным ПВД измерения как статического давления воздуха, так и скоростного напора набегающего потока, производятся с большими погрешностями, учесть которые очень трудно (практически невозможно). Показанные, в частности, на графиках колебания приборной скорости (числа M) в штопоре в основном являются следствием погрешностей измерений ПВД, возникающих в результате больших абсолютных величин угла атаки, а также значительных его колебаний. Приводимые на указанных графиках значения $V_{пр}$, M и H в штопоре служат лишь для приближенной качественной оценки характера изменения этих величин в режиме. Более точно значения $V_{пр}$, M и H могут быть получены с помощью самоориентирующего ПВД (устанавливаемого на шарнире ПВД, имеющего крыльевые поверхности, разворачивающие его по потоку). В этом случае даже весьма большие углы атаки самолета не приводят к погрешностям, связанным с неполным восприятием скоростного напора отверстием для приема динамического давления, а главное — с частичным восприятием полного напора через отверстия для приема статического давления (ось самоориентирующегося ПВД устанавливается практически по потоку, тогда как ось обычного ПВД в рассматриваемых слу-

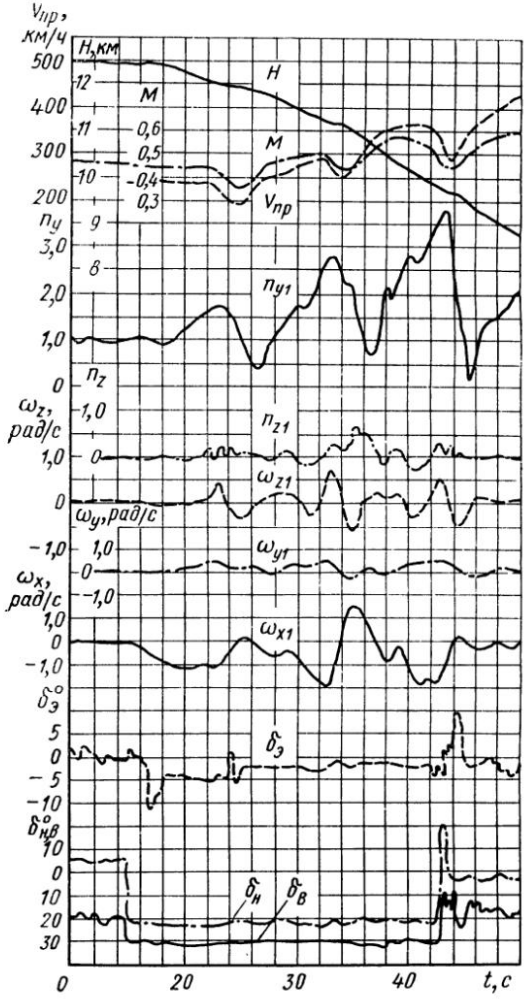


Рис. 6.9. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при выполнении неустойчивого нормального штопора типа падения листом, протекающего в виде прогрессирующей штопорной спирали ($t \approx$ $\approx 7 \div 34$ с)

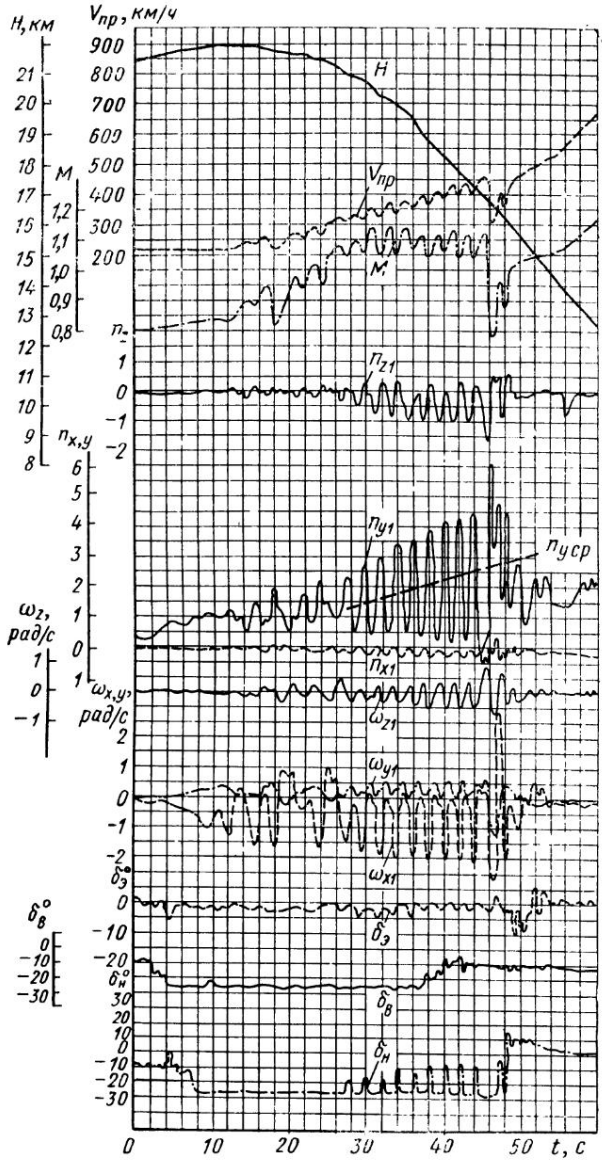


Рис. 6.10. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при выполнении неустойчивого нормального штопора с нарастающими колебаниями, протекающего в виде прогрессирующей штопорной спирали ($t \approx 9 \div 49$ с)

чаях находится под большим углом по отношению к направлению набегающего потока).

Неустойчивый нормальный штопор возникает обычно после сваливания на больших или реже средних высотах полета в начале режима. При большой степени продольной статической устойчивости самолета по перегрузке (передние центровки) и неполном отклонении ручки управления на себя неустойчивый нормальный штопор может возникать и на меньших высотах. Неустойчивый перевернутый штопор возникает, как правило, при сваливании самолета с больших высот при полете «на спине» или при близком к этому положении самолета (сваливание на отрицательных углах атаки), а также в случае самопроизвольного выхода самолета на отрицательные закритические углы атаки в неустойчивом нормальном штопоре.

Как уже указывалось выше, у сверхзвуковых самолетов режимы неустойчивого перевернутого штопора встречаются сравнительно редко.

Устойчивые колебательные нормальные штопоры наблюдаются, как правило, на средних высотах в начале режима — при сравнительно малой продолжительности режима, т. е. на переходном участке штопора. Самолет может попасть в устойчивый колебательный перевернутый штопор при отклонении элеронов в режиме устойчивого колебательного нормального штопора либо при ошибках пилотирования на выводе самолета из неустойчивого или устойчивого колебательного нормального штопора.

Как уже отмечалось, в устойчивом колебательном перевернутом штопоре средние абсолютные величины угловых скоростей крена и рыскания бывают сравнительно близки между собой. Устойчивый равномерный нормальный штопор возникает, как правило, на средних и малых высотах, особенно при большой продолжительности режима (как правило, это вертикальный штопор). У маневренных сверхзвуковых самолетов такие штопоры протекают при больших закритических углах атаки, намного превышающих угол сваливания: $\alpha_{ср} \gg \alpha_c$. Как правило, средние углы атаки самолета в таких штопорах составляют $\alpha_{ср} \geqslant 45°$.

Устойчивый равномерный перевернутый штопор протекает обычно при весьма больших абсолютных величинах угловой скорости крена со сравнительно малыми колебаниями самолета. Возникает он в результате ошибок пилотирования при выводе самолета из устойчивого равномерного нормального штопора, реже — непосредственно после сваливания самолета при исходных отрицательных углах атаки на средних и малых высотах полета.

Характер вращения самолета в штопоре определяется временно́й зависимостью $\vec{\omega} = f(t)$, показывающей изменение мгновенных значений результирующего вектора угловой скорости вращения самолета по времени. На рис. 6.11 приведены измеренные

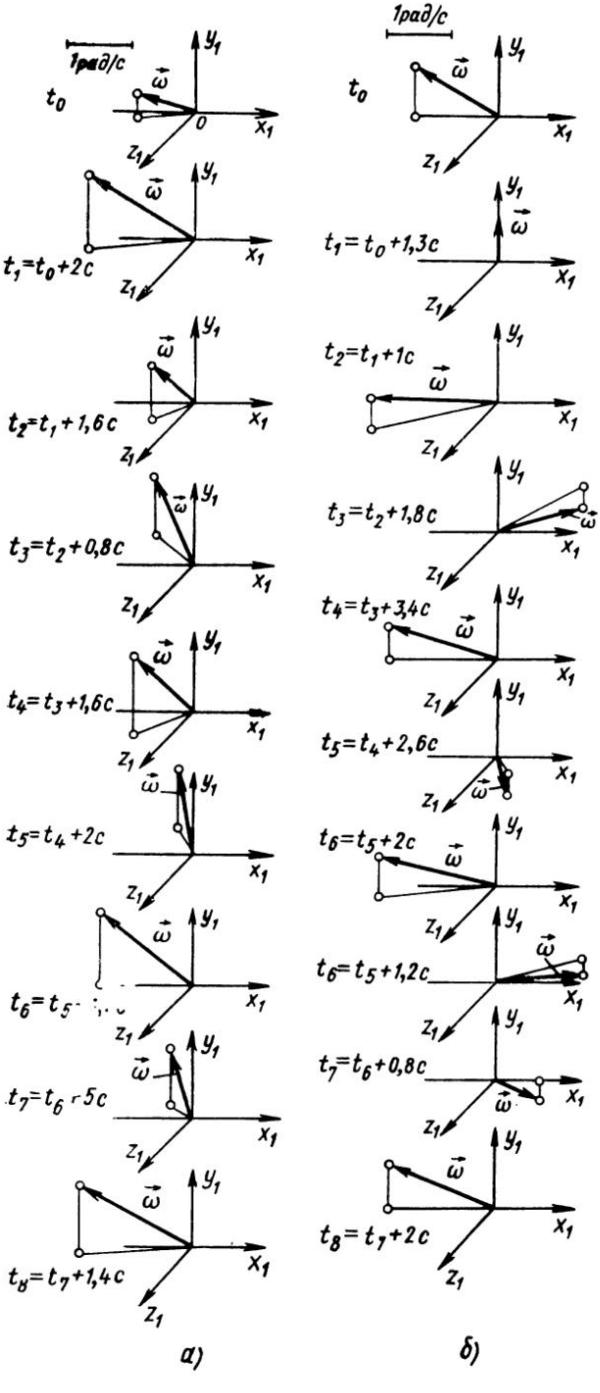


Рис. 6.11. Изменения вектора $\vec{\omega}$ и его положения в связанной системе осей координат по времени в равномерном устойчивом (*а*) и неустойчивом (*б*) левых нормальных штопорах

в полете величины $\vec{\omega}$ и положения этого вектора относительно связанной с самолетом системы осей координат. Рассматриваются два режима левого нормального штопора современного маневренного сверхзвукового самолета: устойчивый равномерный штопор *(а)* типа приведенного на рис. 4.7; неустойчивый штопор *(б)*, протекающий в виде падения листом по спиралевидной траектории (типа показанного на рис. 4.4). На графике показаны

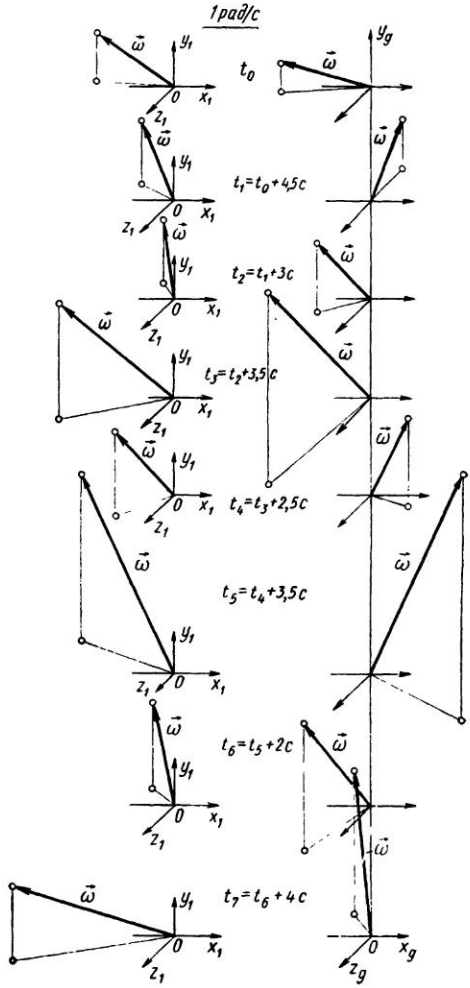


Рис. 6. 12. Изменения вектора $\vec{\omega}$ в колебательном устойчивом левом нормальном штопоре

последовательные изменения вектора $\vec{\omega}$ и его составляющих в связанной системе координат — даются мгновенные пиковые (экстремальные) их значения. Из графика видно, что абсолютная величина и угловое положение составляющих вектора $\vec{\omega}$ в связанной системе координат в случае устойчивого штопора изменяются сравнительно мало и достаточно медленно, т. е. средние величины его составляющих ω_{x1}, ω_{y1} и ω_{z1} в таком штопоре сохраняются примерно постоянными. Вектор $\vec{\omega}$ в рассматриваемом режиме неизменно находится в квадранте, ограниченном плоскостью y_1Oz_1 и полуплоскостью x_1Oz_1, находящейся со стороны отрицательной ветви оси Ox_1.

В неустойчивом штопоре имеет место другая картина. Так, например, при движении самолета в виде падения листом по спиралевидной траектории происходят резкие изменения как величины, так и направления составляющих вектора $\vec{\omega}$.

Изменения вектора $\vec{\omega}$ и его составляющих в левом нормальном устойчивом колебательном штопоре (типа приведенного на рис. 4.6) показаны на рис. 6.12. Приведены изменения составляющих $\vec{\omega}$ в связанной (x_1, y_1, z_1) и земной (x_g, y_g, z_g) системах осей координат. График свидетельствует о том, что в колебательном штопоре величина и направление мгновенных значений вектора $\vec{\omega}$ существенно изменяются. Из рис. 6.12 видно, что в рассматриваемом режиме штопора вектор $\vec{\omega}$ заметно отклоняется от вертикальной оси Oy_g, все время перемещаясь относительно нее в пределах некоторого телесного угла, образованного коническими поверхностями с вершинами, расположенными на оси Oy_g. В отличие от неустойчивого штопора (см. рис. 6.11, *б*) в этом случае вращение самолета относительно своих осей происходит с неизменными по знаку значениями ω_{x1} и ω_{y1}. Рис. 6.12 характеризует также и изменения положения связанной системы осей координат по отношению к земной, т. е. изменения углов наклона самолета в этом штопоре.

6. 5. 2. Причины возникновения биений и движения типа падения листом

Штопор в виде биений (см. рис. 4.3) является результатом наложения друг на друга двух видов колебаний, происходящих с весьма близкими частотами. Он может возникнуть при изменении коэффициентов аэродинамических моментов рыскания и тангажа типа представленного на рис. 6.13.

Взаимодействие аэродинамических и главным образом инерционных моментов и сил при существенно нелинейных зависимостях аэродинамических коэффициентов от углов атаки и скольжения может приводить к весьма резким изменениям пара-

метров движения самолета. Это взаимодействие может вызывать периодические выходы самолета на большие закритические и сравнительно малые докритические углы атаки с периодически-

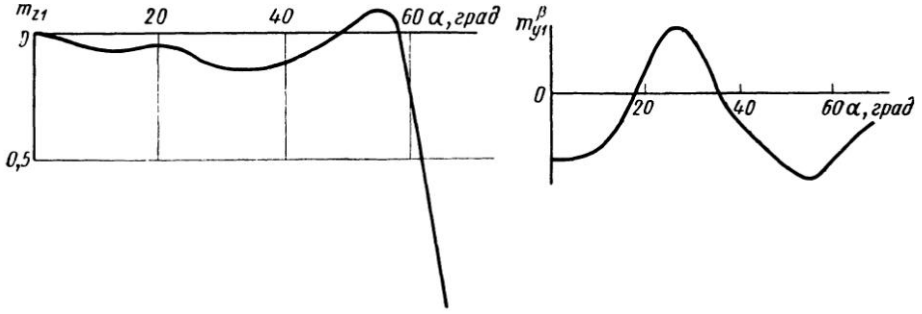


Рис. 6. 13. График зависимостей $m_{z1}=f(\alpha)$ и $m^{\beta}_{y1}=F(\alpha)$

ми самопроизвольными остановками вращения и даже переходами самолета из штопора одного направления в штопор другого направления, т. е. появление движения самолета типа падения листом. Исследования показали, что режим штопора,

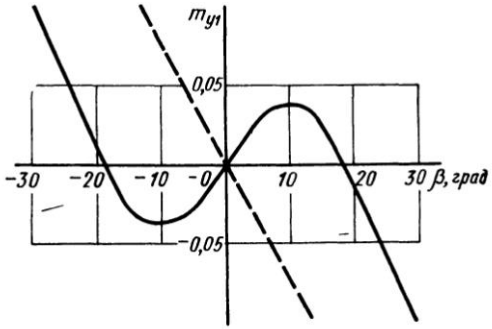


Рис. 6. 14. График зависимостей $m_{y1}=\varphi(\beta)$

происходящий в виде падения листом по спиралевидной траектории (см. рис. 4.4), может иметь место, в частности, при сочетании нелинейных зависимостей $m_{z1}=f(\alpha)$ и $m_{y1}=\varphi(\beta)$ типа приведенных на рис. 6.13 и 6.14 (сплошная кривая).

6. 5. 3. Нарастание перегрузки и многообразие режимов

Сверхзвуковым самолетам свойственно заметное нарастание средних значений нормальной перегрузки в сравни-

тельно продолжительных режимах неустойчивого штопора. Так, например, при штопоре, показанном на рис. 6.9, средняя нормальная перегрузка $n_{y\,ср}$ начинает возрастать примерно через 16 с после начала режима (по окончании переходного участка штопора) и по истечении 25÷30 с после начала режима величина $n_{y\,ср}$ превышает $n_y=2$. Исследования показывают, что такое возрастание $n_{y\,ср}$ может иметь место как при неизменном, так даже и при уменьшающемся среднем угле атаки самолета в штопоре. Обусловлено это возрастанием приборной скорости (скоростного напора).

Многообразие режимов штопора сверхзвуковых самолетов проявляется, в частности, и в том, что даже у одного и того же самолета в зависимости от ряда факторов может иметь место множество различных видов и разновидностей штопора. Так, например, показанный на рис. 4.4 режим неустойчивого штопора, протекающего в виде падения листом по спиралеобразной траектории, и режим весьма устойчивого равномерного штопора, приведенный на рис. 4.8, были получены в полете на одном и том же самолете, но при различных начальных условиях.

На сверхзвуковых самолетах часто используются различные наружные подвески (подвесные топливные баки, реактивные снаряды и др.). Наличие наружных подвесок еще больше увеличивает многообразие режимов и обычно способствует возрастанию колебаний самолета в штопоре, повышению неравномерности его движения (особенно при несимметричных подвесках).

У одного и того же самолета при одинаковых эксплуатационных и начальных условиях режимы штопора (так же, как и сваливания) могут от режима к режиму заметно различаться между собой. Весьма небольшие изменения геометрических и других характеристик самолета могут иногда приводить к очень существенным изменениям характера штопора. Значительное влияние на характеристики штопора могут оказывать изменения конфигурации, центровки самолета и т. п. Наличие на самолете наружных деталей, выпуск органов механизации и т. п. обычно делают штопор более колебательным (неравномерным) и неустойчивым. Особенно сильно могут влиять на характеристики штопора неблагоприятные внешние факторы — такие, например, как обледенение самолета и наличие атмосферной турбулентности. Характеристики штопора могут также заметно изменяться в зависимости от действий летчика рычагами управления самолета и двигателя на входе в штопор и в самом режиме (задержки в действиях рулями, резкость, величины и последовательность их отклонений и т. п.). Такая нестабильность штопора обусловливается тем, что срывные режимы обтекания весьма нестабильны (как уже указывалось, отрыв потока вызывает неустановившийся характер течения,— особенно неустановившийся отрыв, являющийся в общем случае самовозбуждающимся) и могут

существенно изменяться как от систематических, так и от случайных факторов. Поэтому оценка характеристик штопора самолета должна производиться статистико-вероятностными методами.

6. 5. 4. Крутой и плоский штопор

Возможность существования установившихся (точнее — квазиустановившихся) режимов крутого, пологого или плоского штопора определяется условиями, при которых возможно уравновешивание всех действующих на самолет внешних моментов. На современных, особенно сверхзвуковых самолетах, это

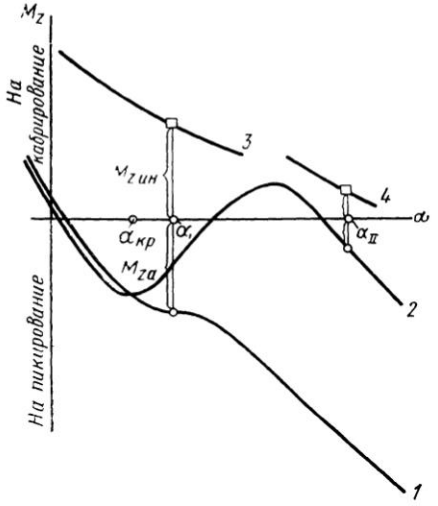


Рис. 6. 15. Изменение моментов тангажа по углу атаки

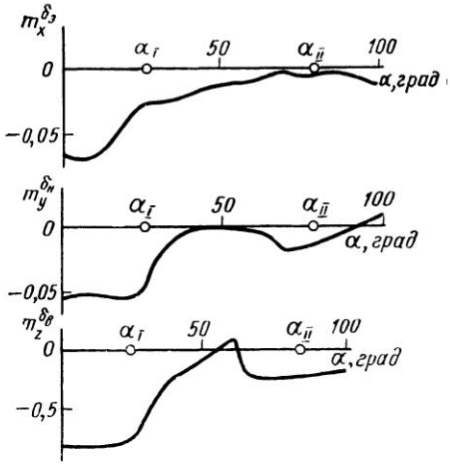


Рис. 6. 16. График зависимостей аэродинамических производных $m_z^{\delta_в}$, $m_x^{\delta_э}$ и $m_y^{\delta_н}$ от угла атаки

в значительной степени зависит от характера протекания моментов тангажа. Значительное ухудшение характеристик штопора может наблюдаться при наличии неустойчивости по перегрузке. Рассмотрим это подробнее.

На самолетах с крылом большой стреловидности, особенно при высоком расположении горизонтального хвостового оперения, может иметь место продольная неустойчивость (неустойчивость по перегрузке), приводящая к выходу самолета в штопоре на весьма большие закритические углы атаки. На рис. 6.15 показан возможный характер протекания аэродинамических и инерционных моментов тангажа по углу атаки у двух самолетов: устойчивого по перегрузке (первый самолет — кривая *1*) и обла-

дающего неустойчивостью по перегрузке (второй самолет — кривая *2*) на больших углах атаки. Изменения инерционного момента тангажа у этих самолетов представлены соответственно кривыми *3* и *4*. Первый самолет может иметь режим установившегося штопора на сравнительно небольшом закритическом угле атаки $\alpha_I(|M_{z\,ин}| = |M_{z\,a}|)$. При таких углах атаки эффективность рулей обычно еще сохраняется сравнительно большой (рис. 6.16). На втором самолете (кривые *2* и *4*), неустойчивом по перегрузке, будет иметь место самопроизвольный выход на большие закритические углы атаки. Равновесие продольных моментов в этом случае возможно только на очень большом угле атаки α_{II}.

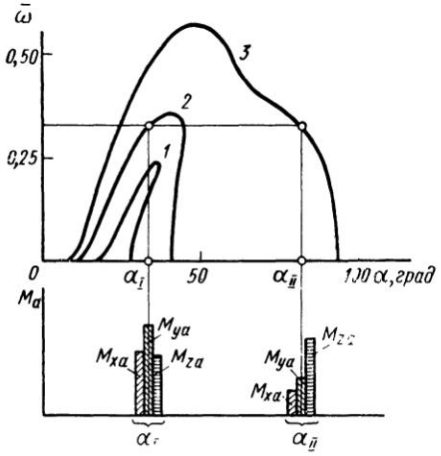


Рис. 6.17. Диаграмма авторотации и соотношение аэродинамических моментов, действующих на самолет в штопоре:

1—внутреннее скольжение; *2*—скольжения нет; *3*—наружное скольжение

Как уже указывалось, на современных самолетах с большим углом стреловидности крыла и хвостового оперения скольжение может оказывать особо сильное влияние на характеристики штопора. Поэтому, если даже самолет устойчив по перегрузке, под влиянием скольжения он может попадать в плоский штопор (рис. 6.17). Такое же влияние может оказывать и аэроинерционное взаимодействие продольного и бокового движений самолета.

Абсолютные величины дестабилизирующих инерционных моментов, действующих на самолет в штопоре при больших углах атаки, могут иногда значительно уменьшаться (даже несмотря на возможное заметное возрастание угловой скорости вращения самолета) из-за уменьшения плеча центробежных сил (рис. 6.18). Однако при таких углах атаки значительно понижаются и абсолютные величины восстанавливающих аэродинамических моментов, а также управляющих аэродинамических моментов (создаваемых отклонениями рулей), что может приводить к существенному затруднению выхода, а иногда и препятствовать выходу самолета из такого штопора без дополнительного использования специальных противоштопорных средств (см. гл. 7).

У современных маневренных сверхзвуковых самолетов с крылом сравнительно небольшого удлинения (в частности, с треугольным крылом) могут существовать режимы плоского што-

пора, в которых углы атаки приближаются к 90° (достигают примерно 75°÷85°, т. е. продольная ось самолета занимает

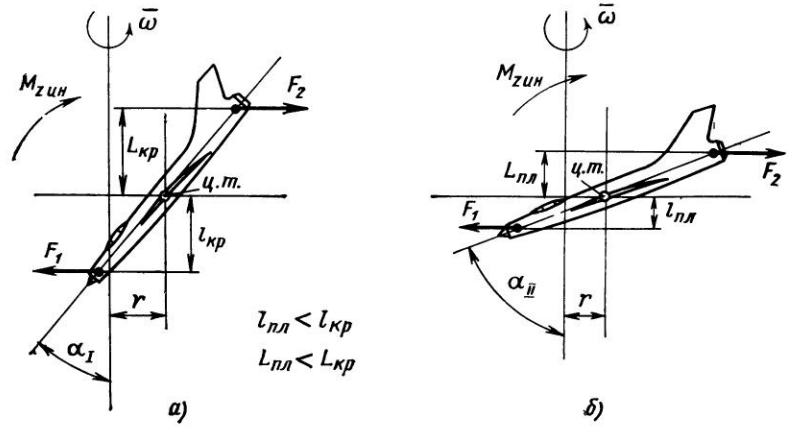


Рис. 6. 18. Уменьшение плеча центробежных сил при увеличении угла атаки самолета в штопоре:
а—крутой штопор; *б*—плоский штопор

практически горизонтальное положение), а вращение оказывается весьма интенсивным (мгновенные значения вектора $\vec{\omega}$ могут превышать 3,0÷3,5 1/с).

6. 6. ВЛИЯНИЕ НАЧАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ

6. 6. 1. Влияние высоты полета

Возрастание высоты полета современных сверхзвуковых самолетов приводит к увеличению возможности сваливания и штопора на весьма больших высотах.

Так, по сообщениям зарубежной печати, в декабре 1964 г. летчик-испытатель Чарльз Игер на самолете NF-104A попал в штопор на высоте 30,8 км. После неоднократных безуспешных попыток вывести самолет из штопора Игер вынужден был катапультироваться.

В 1968 г. экспериментальный самолет X-15, стартовавший с самолета-носителя B-52, на большой высоте при сверхзвуковой скорости попал в штопор. Штопор возник в результате ошибок пилотирования, после появления неисправности в электросистеме самолета. Происходило это так. В процессе набора высоты по баллистической траектории на высоте 81,2 км начался медленный разворот самолета. Летчик, ошибочно принявший указатель крена за указатель скольжения, с помощью органов ручного реактивного управления еще больше отклонил нос самолета от заданного направления полета, в результате чего самолет оказался

под углом $\approx 90°$ к траектории полета. Самолет начал терять высоту, по мере снижения возрастали аэродинамические силы и моменты, что приводило к дальнейшему развороту самолета. В результате на высоте порядка 70 км при числе $M \approx 5$ возник нормальный штопор, длившийся 43 с. Летчику удалось вывести самолет из штопора на высоте приблизительно 37 км при числе $M \approx 4{,}7$. Однако из-за возникших в процессе вывода из штопора автоколебаний органов управления самолет потерпел катастрофу.

Начальная высота полета может оказывать существенное влияние на характеристики штопора (рис. 6.19).

На рис. 6.20 приведен пример, характеризующий различие во вращении сверхзвукового самолета в правом и левом нормальных штопорах, возникших на высотах $H_0 \approx 7$ и 18 км при прочих равных условиях. Из графика, в частности, видно, что в левом штопоре на больших высотах амплитуды колебаний угловой скорости крена возрастают почти в 3 раза. Правый штопор, весьма равномерный на малой высоте, на большой высоте протекает с периодическими изменениями не только величин, но даже и знаков угловых скоростей крена и рыскания (возникает движение типа падения листом). Возрастание различий между режимами правого и левого штопора на больших высотах в значительной степени объясняется усилением влияния гироскопического момента ТРД, обусловленным уменьшением аэродинамических моментов с увеличением высоты полета. Кроме того, при штопоре с неработающими двигателями сказывается также влияние повышения оборотов авторотации двигателя на больших высотах.

Скорость снижения самолета в штопоре на больших высотах заметно увеличивается. Так, например, если на высоте $H \approx 7$ км скорость снижения самолета составляет около 80 м/с, то у этого же самолета в подобных условиях на высоте $H \approx 20$ км она оказывается уже порядка 180 м/с.

Такое изменение скорости снижения самолета в штопоре по высоте обусловлено в основном тем, что при постоянной величине приборной скорости (постоянном скоростном напоре) с увеличением высоты истинная скорость полета возрастает.

В штопоре после сваливания с больших высот имеют место весьма большие колебания угловых скоростей, углов наклона самолета, углов атаки и скольжения, а следовательно, и соответствующих перегрузок. В штопоре на больших высотах отношение средних абсолютных величин угловых скоростей рыскания и крена оказывается обычно заметно меньшим, чем на малых высотах. Продольные колебания самолета могут сопровождаться такими большими изменениями угла тангажа, что нос самолета в режиме нормального штопора периодически то поднимается выше горизонта, то опускается и оказывается в вертикальном или близком к нему положении. При этом углы крена могут изме-

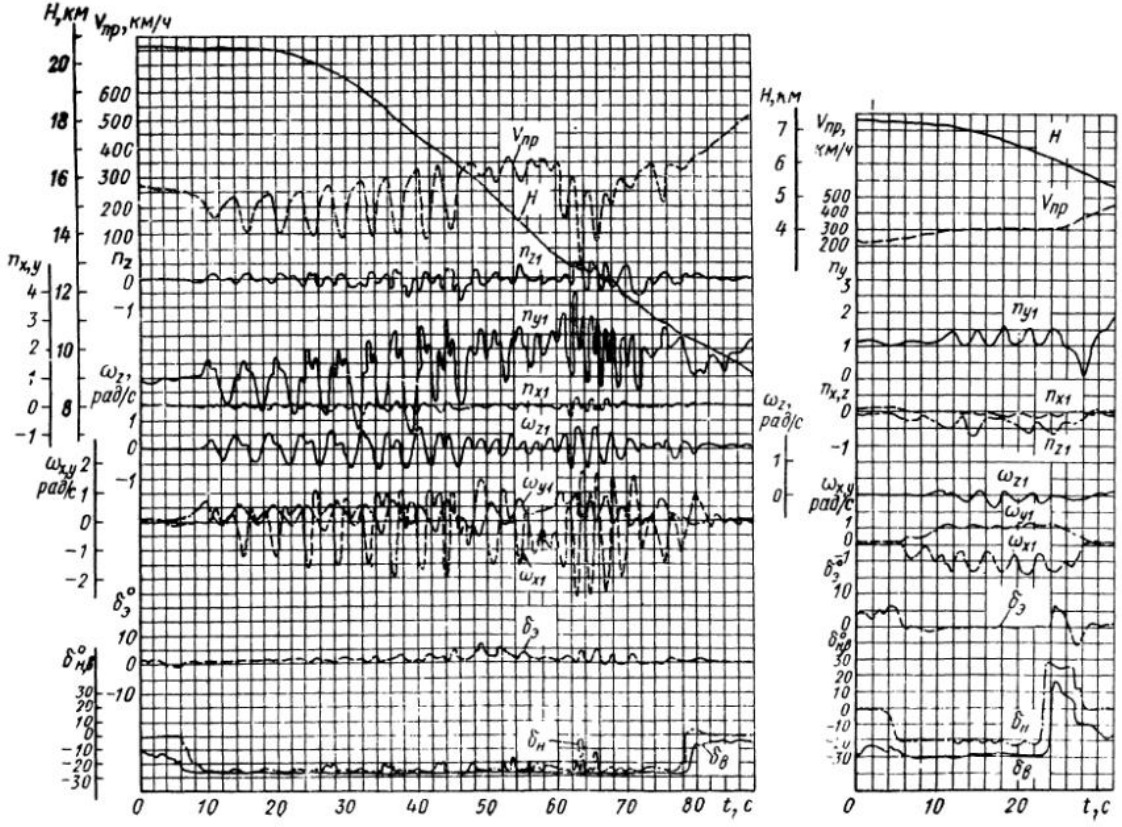


Рис. 6. 19. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при выполнении штопоров с начальных высот $H_0 \approx 7$ и 22 км

няться в пределах $\pm 180°$ и более: самолет может периодически попадать в положение «на спине».

Все это значительно ухудшает видимость горизонта (даже при отличных метеоусловиях летчик видит обычно только часть линии горизонта) и весьма затрудняет ориентировку летчика, т. е. сохранение правильных представлений о характере движения самолета и его пространственном положении. Уменьшение

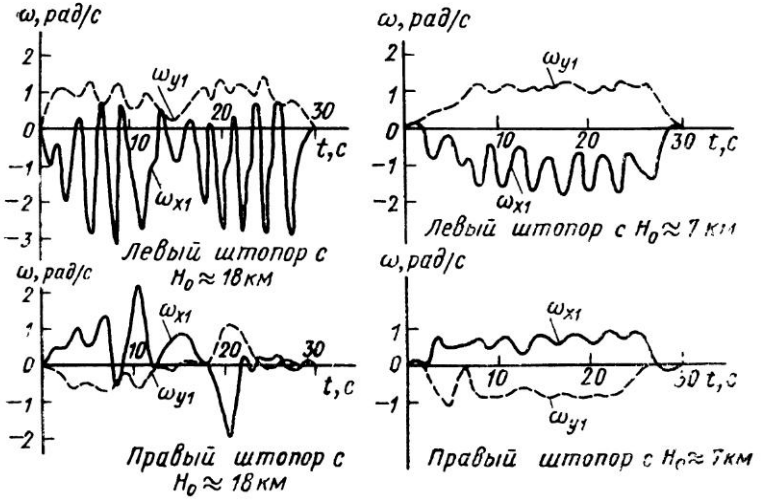


Рис. 6.20. График угловых скоростей в правом и левом штопоре

устойчивости движения самолета в режиме и увеличение неравномерности вращения усиливают (или порождают, если в штопоре на сравнительно малых высотах она отсутствует) тенденцию к непроизвольным периодическим остановкам вращения самолета (мгновенные значения $\omega_y = 0$) и даже переходам его из нормального штопора одного направления в нормальный штопор другого направления — из правого в левый и наоборот (при неизменном положении рулей).

Уменьшение устойчивости движения и возрастание продольных колебаний (колебаний амплитуд угла атаки) самолета усиливают тенденцию к непроизвольному переходу самолета из нормального штопора в перевернутый и обратно при неизменном положении рулей по исходному штопору. Как правило, движение сверхзвуковых самолетов в нормальном штопоре на больших высотах происходит в виде падения листом по спиралеобразной траектории либо в виде биений, реже — с нарастающими колебаниями самолета в режиме. Все это приводит к тому, что иногда даже очень опытному летчику в таких условиях трудно отличить правый штопор от левого и нормальный от перевернутого.

Такое сильное влияние начальной высоты на характеристики штопора объясняется не столько непосредственно самим падением плотности воздуха на больших высотах, сколько влиянием изменения таких параметров, как числа M, Re и т. п. Изменение их влияет на протекание аэродинамических коэффициентов и их производных по углам атаки и скольжения, приводя, в частности, к существенному усугублению нелинейного характера этих зависимостей. Падение аэродинамического демпфирования и возрастание относительной величины инерционных моментов (особенно рыскания и тангажа) на больших высотах также способствует возрастанию колебаний и неравномерности движения самолета в штопоре.

Протяженность и продолжительность переходного участка штопора при неизменном начальном скоростном напоре (сваливание с $V_{\text{пр}} \approx \text{const}$) значительно возрастают с увеличением начальной высоты полета, что связано с изменением начальной истинной скорости полета (увеличением начальной кинетической энергии самолета). Однако даже при неизменной начальной истинной скорости сваливания с увеличением высоты сваливания протяженность и продолжительность переходного участка штопора возрастают. Это обусловлено уменьшением аэродинамических сил (в первую очередь, лобового сопротивления) и моментов (в частности, момента, действующего на хвостовое оперение и способствующего опусканию носа самолета) с падением плотности воздуха.

6. 6. 2. Изменение скорости в режиме

Вследствие большой протяженности переходного участка штопора сверхзвуковых самолетов, особенно при большой начальной высоте полета, характерно следующее изменение скорости полета в штопоре после сваливания с исходного режима прямолинейного горизонтального полета при $V_{\text{пр}} \approx V_{\min}$. В начале переходного участка, когда лобовое сопротивление самолета с переходом на закритические углы атаки значительно возрастает, а ось штопора еще мало наклонена по отношению к горизонту, индикаторная и истинная скорости полета уменьшаются. Когда затем ось штопора поворачивается по отношению к горизонтали настолько, что проекция веса самолета на касательную к траектории движения центра тяжести самолета становится больше лобового сопротивления, индикаторная скорость полета начинает увеличиваться. При этом обычно увеличивается и истинная скорость полета, но в меньшей степени, так как плотность воздуха из-за снижения самолета возрастает (обычно истинная скорость возрастает до величины, меньшей ее начального значения). Появление установившегося (строго говоря, квазиустановившегося) режима вертикального штопора приводит к тому, что индикаторная скорость полета становится практичес-

ки постоянной. При постоянной индикаторной скорости истинная скорость полета в процессе снижения самолета непрерывно уменьшается.

При сваливании с динамического потолка, когда $V_{пр} \ll V_{min}$, скорость самолета на протяжении переходного участка штопора значительно возрастает. Обусловлено это тем, что среднее значение скорости полета самолета в вертикальном штопоре, при котором хотя бы приближенно устанавливается равновесие сил, действующих на самолет в направлении вертикали, можно считать близким к V_{min}. Последнее условие справедливо лишь при равенстве соответствующих составляющих результирующей аэродинамической силы, тяги и веса, действующих на самолет при сваливании и в режиме вертикального штопора, т. е. если в обоих случаях величины проекций этих сил на вертикаль одинаковы. Указанная особенность приводит к значительному удлинению неустановившегося переходного участка штопора в случае сваливания с динамического потолка при малой начальной скорости полета.

6.6.3. Влияние начальных скорости и числа M полета

Величина начальной приборной скорости полета оказывает существенное влияние на режим штопора. Даже возрастание приборной скорости (без учета связанного с этим изменения аэродинамических коэффициентов под влиянием изменения сжимаемости и вязкости воздуха) приводит к значительному возрастанию резкости сваливания. Оно приводит также к большей неравномерности движения и колебаниям самолета в штопоре из-за возрастания аэродинамических сил и моментов с увеличением скоростного напора. При входе в штопор после сваливания с большой приборной скорости появляются значительные продольные и боковые коле-

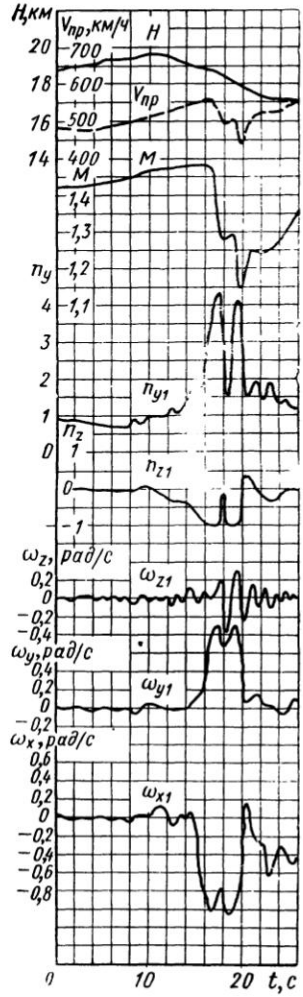


Рис. 6.21. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при попадании самолета в штопор на сверхзвуковой скорости

бания самолета, которые, однако, быстро затухают с уменьшением скорости полета. В результате того, что возрастание начальной приборной скорости полета влечет за собой увеличение чисел M и Re, указанное явление еще более усугубляется.

Штопор, возникающий после динамического сваливания (большие начальные скорости полета, числа M и Re и их первые производные по времени, вызывающие интенсивный отрыв пото-

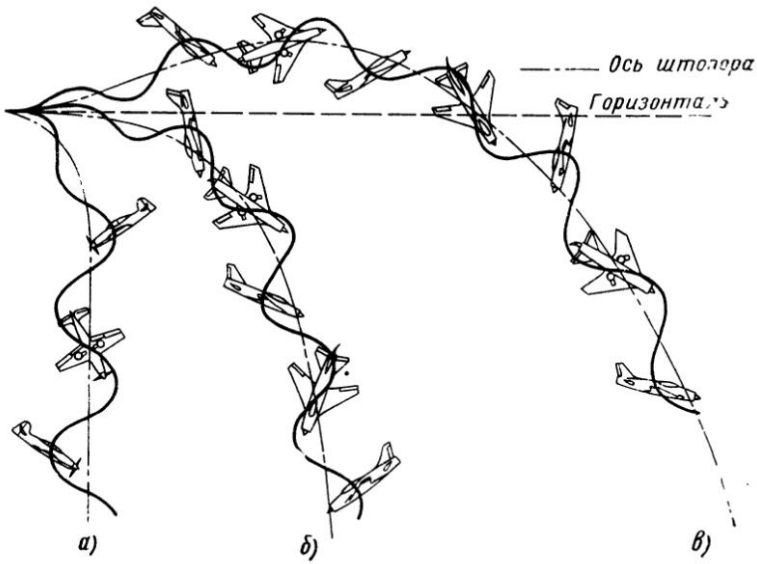


Рис. 6. 22. Траектории переходного участка штопора:

а—дозвукового самолета ($V_0=V_{min}$, $n_{y0}=1$); *б*—сверхзвукового самолета ($V_0=V_{min}$, $n_{y0}=1$); *в*—сверхзвукового самолета ($V_0 \gg V_{min}$, $n_{y0} \gg 1$)

ка, резкое возрастание угла атаки и т. п.) отличается заметно большей неравномерностью и нестабильностью протекания всех его параметров.

Особенно большие колебания, резкость и неравномерность движения самолета в штопоре проявляются при сваливании с больших сверхзвуковых скоростей (чисел M) полета, что видно, например, из рис. 6.21. Это приводит к значительному увеличению переходного участка штопора, а из-за большого момента самовращения (большая приборная скорость полета) вращение самолета непосредственно после сваливания может быть весьма интенсивным. После сваливания со сверхзвуковых чисел M иногда даже в случае сравнительно продолжительного режима штопора возможно сохранение сверхзвуковой скорости как в режиме, так и на выходе самолета из штопора.

После сваливания с больших сверхзвуковых скоростей происходит более интенсивное гашение скорости, чем после сваливания с дозвуковых скоростей. Обусловлено это более пологим протеканием поляры самолета в области закритических углов атаки при сверхзвуковых скоростях (поляры в силах, т. е. зависимости $Y=f(Q)$).

После сваливания с начальной перегрузкой $n_{y0}>1$ в начале переходного участка штопора траектория полета отклоняется вверх (рис. 6.22), что обусловлено действием сравнительно большой нормальной силы, направленной в начальный момент (при отсутствии крена) вертикально вверх. Это приводит к увеличению неравномерности движения самолета и еще более затрудняет ориентировку летчика.

6.7. РАБОТА ДВИГАТЕЛЕЙ В ШТОПОРЕ

6.7.1. Влияние работы двигателей на характеристики самолета

Режим работы двигателей может оказывать значительное влияние на поведение самолета в области около- и закритических углов атаки. Обтекание самолета с ТВД может существенно изменяться при обдувке крыла и оперения спутной струей двигателей. На рис. 6.23 показано влияние обдувки на протекание зависимостей $C_y=f(\alpha)$ и $m_z=\varphi(\alpha)$ у самолета с ТВД. Кривые даны при двух значениях коэффициента обдувки $B=\frac{P}{qF}$ (P — тяга воздушного винта, q — скоростной напор набегающего невозмущенного потока, F — площадь ометаемого винтом диска). Из графика видно, что обдувка может намного повысить значение $C_{y\,max}$, снижая, однако, при этом величину $\alpha_{кр}$ (см. гл. 5). Последнее обусловлено возрастанием пиков разрежения в носовой части крыла при обдувке (рис. 6.24), что приводит к сравнительно раннему срыву потока. Обдувка может также приводить и к появлению неустойчивости по перегрузке на больших углах атаки (в результате значительного изменения скоса потока в области горизонтального хвостового оперения). Влияние работы ТВД может проявляться наиболее сильно при малых исходных скоростях полета.

Работа ТРД сравнительно мало сказывается на условиях обтекания самолета при сваливании и в штопоре. Влияние струи ТРД может иногда заметно проявляться на моментных характеристиках самолета — например, при расположении оперения в зоне прохождения выхлопных струй двигателей.

Сваливание и вход в штопор при работающих двигателях происходит, как правило, резче (изменяются не только аэродинамические характеристики самолета, но и характеристики двигате-

лей из-за появления больших углов атаки и скольжения). Особенно значительно проявляется влияние работы двигателей на характеристики сваливания и штопора при асимметричной тяге (исходный режим полета с отказавшим критическим двигателем).

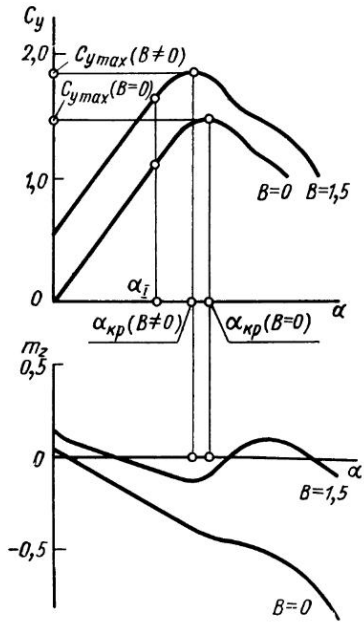


Рис. 6. 23. График зависимостей $C_y=f(\alpha)$ и $m_z=\varphi(\alpha)$ при обдувке самолета струей ТВД

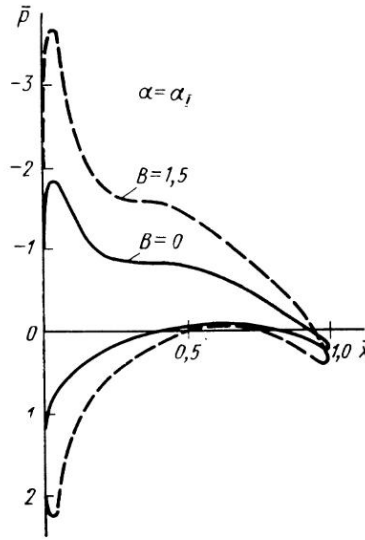


Рис. 6. 24. Эпюра распределения давления по хорде профиля крыла на самолете с ТВД при наличии ($B=1,5$) и отсутствии ($B=0$) обдувки

На современных сверхзвуковых самолетах, как правило, устанавливаются турбореактивные двигатели. Режим работы ТРД может оказывать заметное влияние на характеристики штопора. На самолет в штопоре, выполняемом с работающим двигателем, кроме рассмотренных выше сил и моментов, дополнительно действуют тяга двигателя, момент от тяги двигателя относительно центра тяжести самолета и гироскопический момент. Кроме того, заметное влияние на характеристики штопора могут оказывать также нормальная и боковая силы, возникающие в результате поворота набегающего потока на входе в воздухозаборник. Так, например, нормальная сила N, возникающая на входе в носовой воздухозаборник самолета с ТРД при больших углах атаки (рис. 6.25) за счет поворота воздушного потока в плоскости симметрии самолета, приводит к появлению дестабилизирующего момента

тангажа M_{zN}. Этот момент способствует созданию неустойчивости по перегрузке. Он возрастает с увеличением тяги двигателя (точнее — расхода воздуха через воздухозаборник) и угла атаки. При скольжении у самолета с ТРД на входе в воздухозаборник появляется боковая сила Z (рис. 6.26), возникающая за счет

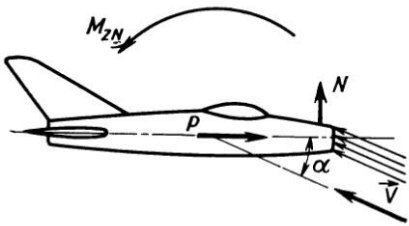


Рис. 6.25. Возникновение дестабилирующего момента тангажа M_{zN} при работающем ТРД

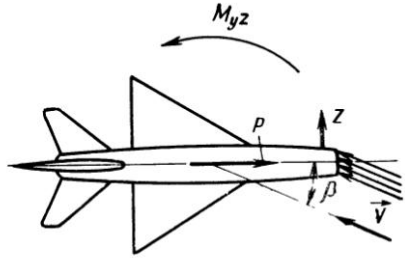


Рис. 6.26. Возникновение дестабилирующего момента рыскания M_{yz} при работающем ТРД

поворота потока в плоскости хорд крыла. При носовом или выдвинутом вперед подкрыльевом воздухозаборнике сила Z оказывается расположенной впереди центра тяжести самолета. Это приводит к появлению дестабилизирующего момента рыскания M_{yz}, возрастающего с повышением расхода воздуха через воздухозаборник и увеличением угла скольжения. Момент M_{yz} способствует усилению колебаний самолета в штопоре. Заметное влияние могут также оказывать изменение характера обтекания носовой части фюзеляжа (при наличии на самолете носовых воздухозаборников) в зависимости от режима работы двигателя и изменение эффективности хвостового оперения под влиянием подсасывающего эффекта реактивной струи, вытекающей из выходного сопла. Поэтому под влиянием изменения режима работы двигателя характеристики штопора самолета могут заметно изменяться.

С другой стороны, условия работы самого двигателя в штопоре (точнее, всей силовой установки самолета в целом) существенно отличаются от условий работы двигателя на всех остальных (эксплуатационных) режимах полета. Иными словами, в штопоре имеет место существенное взаимное влияние характеристик работы двигателей на характеристики штопора и наоборот.

6.7.2. Условия работы ТРД в штопоре

При штопоре сверхзвукового самолета с ТРД двигатели работают в нерасчетных условиях, при которых возможны отказы двигателя в результате появления помпажных срывов, тогда как поршневые двигатели на дозвуковых самолетах работали в штопоре, как правило, безотказно. Иногда, правда,

бывали случаи, когда поршневой двигатель заглох из-за того, что в штопоре винт самолета оказывался «тяжелым» для двигателя, работающего на режиме малого газа. Однако это не было опасным для самого двигателя (никакие перегревы и другие неприятные явления при этом не возникали). Поэтому можно сказать, что во всех случаях при попадании самолета в штопор поршневые двигатели практически не требовали от летчика дополнительного внимания.

На первых реактивных самолетах (например, МиГ-15, МиГ-17 и др.) были установлены двигатели с центробежными компрессорами, менее чувствительными к изменению условий на входе, чем двигатели с осевыми компрессорами. Поэтому на таких самолетах, так же как и на самолетах с поршневыми двигателями, управление двигателем в штопоре не создавало трудностей для летчика. Отказы двигателей с центробежными компрессорами в штопоре не наблюдались. При сваливании, в штопоре и на выходе из штопора эти двигатели работали нормально.

Переход к двигателям с осевыми компрессорами привел к ухудшению устойчивости работы и появлению отказов двигателя в штопоре. Обусловлено это тем, что двигатели с высоконапорными осевыми компрессорами, устанавливаемые на современных сверхзвуковых самолетах, весьма чувствительны к неравномерностям поля давлений на входе в двигатель. А при существующих на современных сверхзвуковых самолетах воздухозаборниках полет с большими углами атаки и скольжения, а также с большими угловыми скоростями вращения и угловыми ускорениями (с большими колебаниями) приводит к появлению значительной неравномерности потока во входных каналах силовой установки. В результате могут возникать помпажные срывы двигателей. Иными словами, условия работы двигателя при штопоре сверхзвукового самолета оказываются менее благоприятными (особенно на больших высотах), чем это было на дозвуковых самолетах. Такая особенность при попадании сверхзвукового самолета в штопор требует от летчика повышенного внимания к работе двигателя.

На сверхзвуковых самолетах с ТРД, заглохшими в результате помпажного срыва без дальнейшего опасного возрастания температуры газов, летчик должен следить только за тем, чтобы во́время и правильно начать запуск двигателя после выхода самолета из штопора. Это требует, в частности, предварительного разгона самолета до скорости надежного запуска двигателя и других дополнительных несложных действий летчика уже после выхода самолета из штопора. На самолетах с ТРД, у которых при заглушении двигателя наблюдается интенсивное возрастание температуры газов, которое может привести к перегреву двигателя, от летчика требуется дополнительная затрата внимания. При попадании в штопор летчик должен своевременно выклю-

чить двигатель (перевести его на режим авторотации). В противном случае летчик может не успеть проследить за изменением температуры газов в двигателе при помпаже (не заметить момента появления помпажа, неожиданно попав в штопор) и допустить перегрев двигателей.

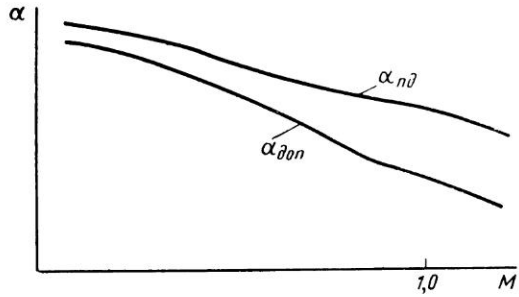


Рис. 6.27. Пример протекания зависимостей $\alpha_{доп}=f(M)$ и $\alpha_{пд}=\varphi(M)$ у сверхзвукового самолета с ТРД

Характерный пример протекания по числу М предельно допустимых углов атаки $\alpha_{доп}$ и углов атаки, при которых возникают помпажные срывы двигателей $\alpha_{пд}$, приведен на рис. 6.27. На современных самолетах разница этих углов $\alpha_{пд}$—$\alpha_{доп}$ обычно бывает не меньше 3—5°. С увеличением числа М значения $\alpha_{доп}$ и $\alpha_{пд}$ снижаются. Если величина $\alpha_{доп}$ определяется, в первую очередь, допустимым запасом от α_c, тогда обычно уменьшение $\alpha_{доп}$ по числу М происходит быстрее, чем падение $\alpha_{пд}$.

6. 7. 3. Влияние режима работы ТРД на характеристики штопора

В целом влияние режима работы ТРД на характеристики штопора реактивных самолетов оказывается значительно меньшим, чем у самолетов с ТВД и ПД. Объясняется это отсутствием реактивных моментов и сравнительно меньшим влиянием гироскопического момента у самолетов с ТРД, а также отсутствием обдува поверхностей самолета струей от винта, что в некоторых случаях штопора самолетов с ПД и ТВД играет решающую роль. Влияние режима работы двигателя на характеристики штопора сверхзвуковых самолетов проявляется в основном под действием гироскопического момента, создаваемого вращающимся ротором ТРД.

У современных самолетов с ТРД влияние гироскопического момента двигателя сильнее, чем у самолетов с ТРД старой конструкции. Причина этого заключается в возрастании абсолютных величин гироскопического момента ротора двигателя $J_р\omega_р$ ($J_р$ —

полярный момент инерции ротора двигателя, а $\omega_р$ — угловая скорость вращения ротора двигателя) у ТРД сверхзвуковых самолетов в связи с увеличением их тяговооруженности. Характер изменения абсолютных величин $J_р\omega_р$ у отечественных самолетов периода после Великой Отечественной войны можно проследить на примере самолетов-истребителей конструкции А. И. Микояна и М. И. Гуревича. В табл. 6.1 приведены параметры, характеризующие величины гироскопического момента ротора ТРД этих самолетов при значениях $\omega_р$, соответствующих оборотам авторотации их двигателей в штопоре на высотах порядка 8÷10 км.

Таблица 6.1

Характеристики гироскопического момента двигателей отечественных самолетов конструкции А. И. Микояна и М. И. Гуревича

Параметры гироскопического момента	МиГ-9	МиГ-15	МиГ-17	МиГ-19	МиГ-21
$\lvert J_р\omega_р \rvert$ кгс·м·с	44,4000	59,6000	105,0000	192,0000	255,0000
$\frac{\lvert J_р\omega_р \rvert}{J_y}$ рад/с	0,0280	0,0298	0,0429	0,0433	0,0481
$\frac{\lvert J_р\omega_р \rvert}{J_z}$ рад/с	0,0326	0,0331	0,0488	0,0512	0,0517

Гироскопический момент ротора двигателя возникает при вращении самолета относительно оси, не совпадающей с осью вращения ротора. Величина и направление вектора гироскопического момента $\vec{M}_{гир}$ определяются известным выражением

$$\vec{M}_{гир} = J_р[\vec{\omega}_р, \vec{\omega}]. \qquad (6.1)$$

Отсюда, в частности, следует, что если вектор $\vec{\omega}_р$ направлен по продольной оси самолета Ox_1, то при наличии, например, угловой скорости рыскания ω_y возникает гироскопический момент тангажа. В зависимости от направления вращения ротора двигателя гироскопический момент $M_{гир}$ может быть стабилизирующим или дестабилизирующим. Направление действия гироскопического момента двигателя можно определять с помощью следующего правила.

Для определения направления дополнительного движения носа самолета, вызванного действием гироскопического момента, следует повернуть стрелку, показывающую направление принудительного движения носа самолета (смотря на нее с места летчика) на 90° в направлении вращения ротора двигателя. Повернутая таким образом стрелка покажет направление движения

носа самолета под действием гироскопического момента. На рис. 6.28 приведена схема, наглядно иллюстрирующая это правило. На этой схеме незаштрихованной стрелкой показано направление принудительного движения носа самолета, создаваемого вращением его в штопоре, а заштрихованной стрелкой — направление дополнительного движения носа самолета, обусловленного действием гироскопического момента.

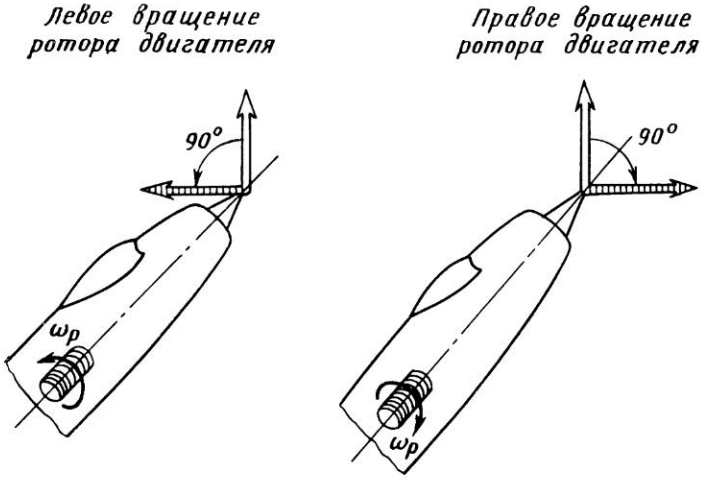


Рис 6 28. Схема определения направления действия гироскопического момента двигателя

Из рис. 6.28 в частности, видно, что при левом вращении ротора двигателя ($\omega_р<0$) в левом штопоре поворот носа самолета влево ($\omega_y>0$) вызывает под действием гироскопического момента дополнительное движение самолета на пикирование ($\omega_z<0$). Это приводит к уменьшению среднего угла атаки. Опускание носа самолета вызывает в данном случае уменьшение угловой скорости рыскания, что, в свою очередь, ослабляет действие гироскопического момента, направленного на опускание носа самолета и т. д. Таким образом, под действием гироскопического момента в таком режиме штопора средние значения угла атаки и угловой скорости рыскания уменьшаются, а колебания их, напротив, возрастают. Возрастание колебаний угловой скорости рыскания приводит к увеличению колебаний угла скольжения самолета.

Такое влияние гироскопического момента на характеристики штопора является закономерным и в той или иной степени свойственным всем самолетам: штопор, совпадающий по направлению с вращением ротора двигателя или воздушного винта (например, левый штопор при левом вращении ротора),

оказывается менее устойчивым и интенсивным, чем штопор противоположного направления вращения. Чем больше абсолютные величины и колебания угловых скоростей вращения самолета в штопоре (при неизменном $J_p\omega_p$), тем сильнее и резче проявляется влияние гироскопического момента. Приведенные результаты подтверждаются данными летных испытаний современных самолетов.

Характер изменения средних величин $\alpha_{ср}$ и $\omega_{y\,ср}$ в правом и левом штопоре также соответствует изложенным выше соображениям. Анализ результатов летных испытаний различных самолетов на штопор подтверждает, что у сверхзвуковых самолетов различие между правым и левым штопором (влияние гироскопического момента ротора ТРД) проявляется значительно сильнее, чем у дозвуковых реактивных самолетов. Такой вывод подтверждается также при сравнении величин максимальных колебаний боковой перегрузки и угловой скорости рыскания в правом и левом штопоре самолетов МиГ-9, МиГ-15, МиГ-17, МиГ-19 и МиГ-21 (имеющих двигатели левого вращения), приведенных в табл. 6.2.

Таблица 6.2

Характеристика штопора	МиГ-9	МиГ-15	МиГ-17	МиГ-19	МиГ-21
$\frac{(\Delta\omega_y)\text{ левый}}{(\Delta\omega_y)\text{ правый}}$	1,09	1,11	1,25	1,35	1,50
$\frac{(\Delta n_z)\text{ левый}}{(\Delta n_z)\text{ правый}}$	1,10	1,26	1,40	1,65	1,77

6.8. ШТОПОР И АЭРОИНЕРЦИОННОЕ ВРАЩЕНИЕ

В большинстве случаев при изучении динамики полета самолета оказывается возможным изучать изолированно характеристики продольного и бокового его движений. Применительно к сложным вращениям самолета это недопустимо. Рассмотрение отдельно продольного и бокового движений самолета в таких режимах полета может приводить к качественно неправильным выводам. Математически это обусловлено тем, что уравнения движения самолета в общем случае (применительно к такому классу движений) не разделяются, поскольку движения самолета относительно всех трех его главных осей инерции оказываются взаимосвязанными. Физически взаимодействие (иногда его называют взаимосвязью или перекрестными связями) продольного и бокового движений самолета в рассматриваемых режимах обусловлено рядом причин, в той или иной мере влияющих на результирующее пространственное движение самолета. Основными из этих причин являются аэродинамическое, кинема-

тическое, инерционное и гироскопическое взаимодействия продольного и бокового движений самолета. В некоторых случаях существенное влияние на взаимодействие движений оказывают упругие деформации конструкции (аэроупругое взаимодействие, обусловленное аэроупругостью самолета).

Эти взаимодействия в зависимости от условий полета и особенностей самолета могут более или менее заметно проявляться на всех углах атаки: эксплуатационных и неэксплуатационных (до-, около- и закритических). В ряде случаев это может приводить к появлению весьма опасного аэроинерционного вращения самолета. В принципе аэроинерционное вращение (в отличие от штопора) может иметь место на любых углах атаки. Штопор, существующий только на закритических углах атаки, также характеризуется сложным и сильно выраженным взаимодействием продольного и бокового движений самолета. В некоторых случаях взаимодействие движений на эксплуатационных углах атаки может приводить к появлению аэроинерционного вращения, которое, в свою очередь, ведет к выходу самолета на околокритические углы атаки и сваливанию с последующим переходом самолета в штопор. В этих случаях штопор развивается на фоне аэроинерционного вращения, что может приводить к чрезвычайно высоким скоростям вращения самолета (порядка 5—7 рад/с, а иногда и более) и потере устойчивости. Иногда аэроинерционное вращение возникает в процессе штопора. Как уже отмечалось, существование штопора и аэроинерционного вращения связано с сильным проявлением (в каждом конкретном случае поразному) взаимодействия продольного и бокового движений самолета. Особенно сильно взаимодействие движений может проявляться на больших углах атаки при возникновении срыва потока. Из-за асимметрии самолета (аэродинамической, геометрической, жесткостной и т. п.) срыв потока может развиваться несимметрично на левой и правой половине крыла. Это приводит к появлению различий в нормальных и тангенциальных силах на обоих половинах крыла, что, в свою очередь, влечет за собой появление боковых моментов (крена и рыскания). Таким образом продольное движение самолета (увеличение угла атаки, приводящее к срыву потока) вызывает появление бокового движения самолета под влиянием срыва потока.

Рассмотрим подробнее причины появления и возможный характер проявления аэроинерционного вращения во взаимодействии со штопором у современных самолетов. Начнем с основных факторов, обусловливающих взаимодействие продольного и бокового движений самолета.

6. 8. 1. Аэродинамическое и кинематическое взаимодействие

Под аэродинамическим взаимодействием движений понимается влияние параметров продольного движения (в пер-

вую очередь, угла атаки) на аэродинамические силы и моменты, обусловливающие боковое движение, и одновременно с этим — влияние параметров бокового движения (в первую очередь,— угла скольжения и угловой скорости крена) на аэродинамические характеристики продольного движения самолета. Аэродинамические моменты крена и рыскания и их производные в значительной степени зависят от величины угла атаки самолета.

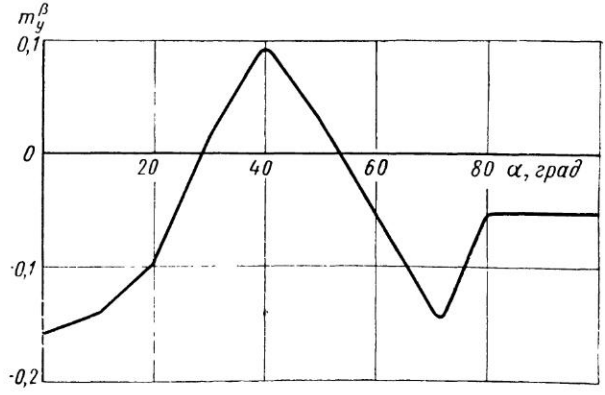


Рис. 6.29. График изменения аэродинамической производной m_y^β по углу атаки

Особенно сильно эта зависимость проявляется у самолетов со стреловидным крылом на больших углах атаки, если при этом возникают местные области срыва потока на концах крыла. Несимметричное расположение областей срыва потока на правой и левой половине крыла (что, как правило, имеет место в реальных условиях) может приводить к появлению значительных дополнительных аэродинамических моментов крена и рыскания. На рис. 6.29 приведен пример изменения производной аэродинамического момента рыскания по углу скольжения в зависимости от угла атаки. Изменение угла атаки приводит не только к изменениям величины, но даже и знака производной m_y^β. Пример зависимости характеристики продольного движения самолета $C_y = f(\alpha)$ от угла скольжения приведен выше на рис. 5.18.

Существенной причиной изменения аэродинамических сил и моментов одного из движений самолета (продольного или бокового) при изменении параметров другого его движения является кинематическая связь величин углов атаки и скольжения с вращением самолета. Так, в частности, вращение самолета относительно его продольной оси Ox_1 (боковое движение) вызывает изменения углов атаки (продольное движение) и скольжения, от величин которых непосредственно зависят аэродинамические моменты и силы продольного и бокового движений самолета. Для

наглядности рассмотрим упрощенную схему изменения углов атаки и скольжения при вращении самолета относительно его продольной оси — без учета влияния веса самолета и возникающих при этом изменений перегрузки на характер движения самолета (траекторию полета). Последнее заметно усложняет физическую картину явления, однако для понимания сущности непосредственно кинематической связи указанных выше параметров не является необходимым.

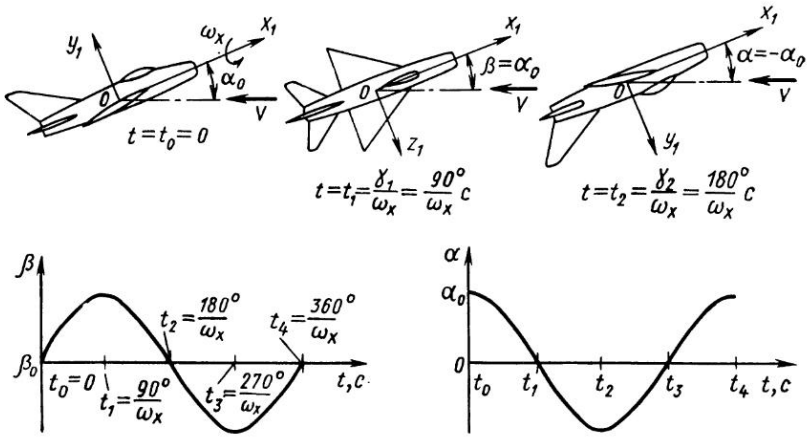


Рис. 6 30 Иллюстрация кинематической связи углов атаки и скольжения при вращении самолета относительно его продольной оси

Предположим, что модель самолета установлена в аэродинамической трубе и обладает только одной степенью свободы — возможностью вращения относительно оси, совпадающей с продольной осью модели Ox_1. В этом случае угол между вектором скорости набегающего потока $\vec{V}$ и продольной осью модели при ее вращении будет оставаться неизменным. Если, например, исходный (индекс «0») угол скольжения $\beta_0=0$ (рис. 6.30, $t=t_0$), то при таком вращении поворот модели относительно ее продольной оси на 90° приводит к изменению угла атаки от исходного его значения $\alpha_0(t=t_0)$ до нуля $(t=t_1)$. Затем при повороте на 180° угол атаки становится равным исходному по абсолютной величине, но оказывается обратным ему по знаку $(t=t_2)$. При повороте на 270° угол атаки снова уменьшается до нуля, а затем возвращается к исходному своему значению при повороте модели на 360°.

Так же циклически в этом случае изменяется и угол скольжения. При повороте модели на 90° угол скольжения от исходного нулевого значения возрастает до величины, равной исходному углу атаки $(t=t_1)$. Через 180° угол скольжения снова уменьша-

ется до нуля, а при повороте на 270° он становится отрицательным, равным по абсолютной величине исходному углу атаки ($\beta = -\alpha_0$). После поворота на 360° угол скольжения снова оказывается равным нулю и т. д. Очевидно, что подобные циклические изменения углов атаки и скольжения будут иметь место и при вращении модели самолета относительно ее нормальной оси Oy_1 (рис. 6.31).

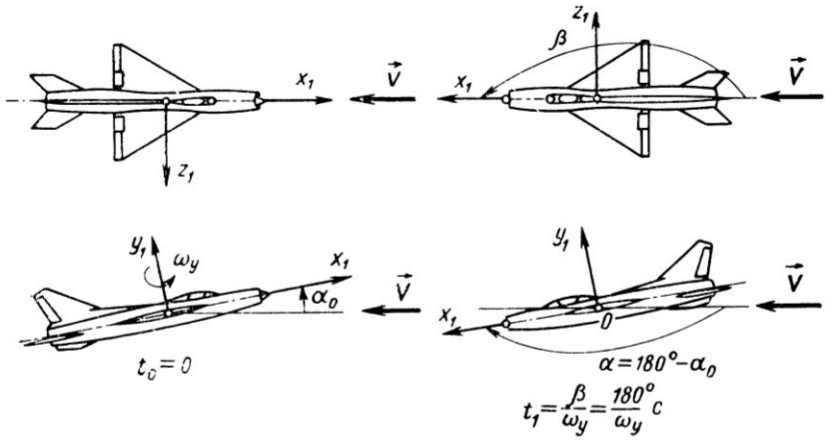


Рис. 6.31. Иллюстрация связи углов атаки и скольжения при вращении самолета относительно его нормальной оси

Наглядное представление о взаимодействии продольного и бокового движений при вращении самолета можно получить, рассматривая особенности движения двух гипотетических самолетов, обладающих некоторой начальной угловой скоростью крена. Будем условно считать, что они вращаются под действием только аэродинамических моментов, а инерционные моменты у них отсутствуют. Пусть первый из них обладает бесконечно большими степенями продольной и путевой статической устойчивости, а второй статически нейтрален в продольном и путевом отношении, т. е. степени его продольной и путевой устойчивости равны нулю. Предположим, что эти самолеты совершают прямолинейный горизонтальный полет с некоторым исходным углом атаки α_0 без скольжения ($\beta_0 = 0$). Если к первому из этих двух самолетов приложить момент крена (отклонить элероны), то он начнет вращаться, не меняя исходных значений углов атаки и скольжения. Обусловлено это бесконечно большими степенями устойчивости. В данном случае при изменении углов атаки и скольжения возникают бесконечно большие по абсолютной величине восстанавливающие (стабилизирующие) аэродинамические моменты, кото-

рые немедленно возвращают самолет к исходным значениям этих углов.

В первом приближении можно считать, что центр тяжести такого самолета при появлении начальной угловой скорости крена ω_{x0} будет продолжать двигаться по прямолинейной траектории (если пренебречь искривлением траектории под влиянием веса

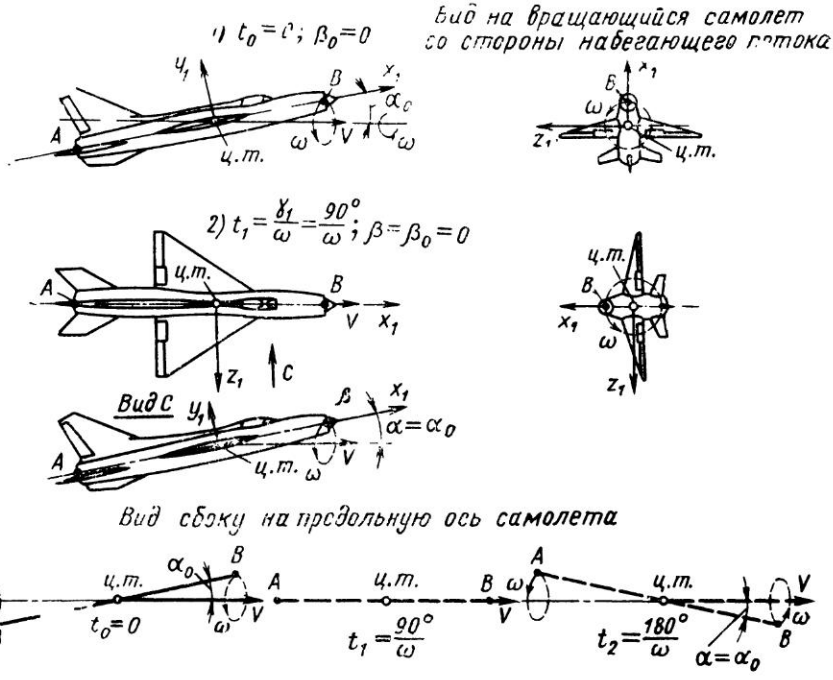


Рис. 6.32. Схематическое изображение вращения самолета с бесконечно большими степенями продольной и путевой устойчивости

самолета и изменяющейся при его вращении перегрузки), а все другие точки — по окружностям, центры которых лежат на траектории полета. Эти окружности перемещаются вдоль траектории со скоростью полета (рис. 6.32). При этом продольная ось самолета образует коническую поверхность, ось которой совпадает с направлением (вектором скорости) полета. Коническая поверхность также перемещается со скоростью полета.

Если приложить момент крена ко второму (статически нейтральному) самолету, он будет вращаться относительно своей продольной оси, перемещающейся в пространстве параллельно самой себе (рис. 6.33). Объясняется это тем, что при нулевых степенях статической устойчивости с изменением углов атаки и скольжения не будут возникать восстанавливающие аэродина-

мические моменты, способные вывести ось вращения (продольную ось) самолета из вертикальной плоскости или изменить угол между этой осью и траекторией полета.

Степени продольной и путевой статической устойчивости реального самолета имеют определенную (конечную) величину. Такой самолет под действием кренящего момента будет вра-

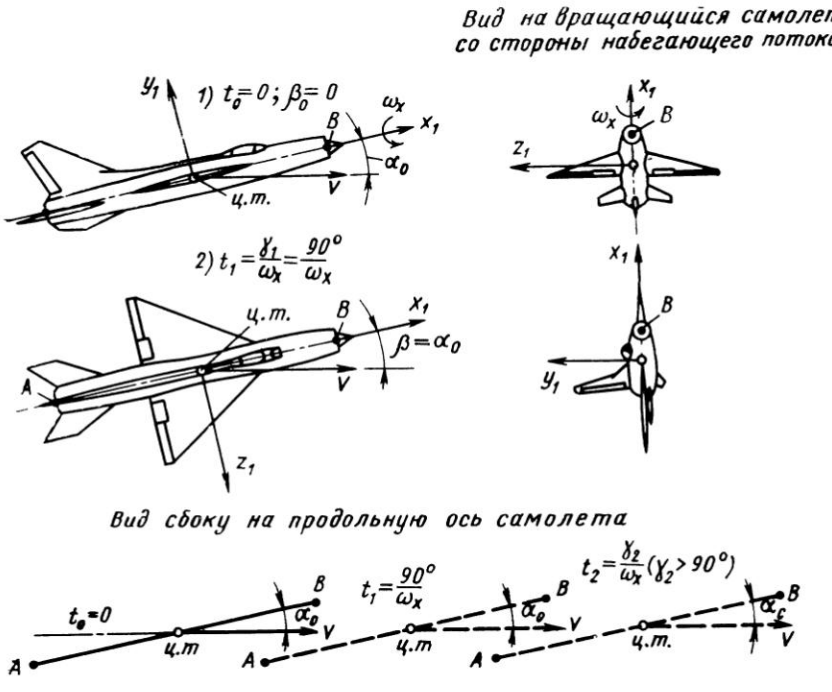


Рис. 6 33. Схематическое изображение вращения самолета, нейтрального в продольном и путевом отношении

щаться относительно оси $O\zeta$, не совпадающей ни с направлением траектории (вектора скорости) полета, ни с направлением его продольной оси. Это произойдет потому, что изменения углов атаки и скольжения, вызываемые вращением, будут сопровождаться появлением восстанавливающих аэродинамических моментов, отклоняющих продольную ось самолета от ее исходного положения. При этом углы атаки и скольжения будут тем ближе к своим исходным значениям, чем больше степень устойчивости самолета и чем меньше угловая скорость крена. Если последняя невелика, то самолет будет вращаться относительно оси, почти совпадающей с направлением траектории полета.

При большой угловой скорости крена картина изменится. Восстанавливающие аэродинамические моменты практически не смо-

гут парировать возникающие при вращении самолета циклические изменения углов атаки и скольжения, и самолет будет вращаться относительно оси, почти совпадающей с его продольной осью.

Иными словами, для того чтобы у реального самолета могло возникнуть движение с вращением относительно вектора скорости полета $\vec{V}$, в котором самолет как бы скользит по круговой конической поверхности, образованной вращением оси Ox_1 относительно направления вектора $\vec{V}$, необходимо, чтобы величина собственной частоты колебаний самолета была значительно выше угловой скорости крена. При этом вращающийся самолет будет реагировать на возмущения, обусловленные кинематической взаимосвязью углов атаки и скольжения, циклические изменения которых происходят с частотой, равной величине угловой скорости крена (см. рис. 6.32). При больших угловых скоростях крена, значительно превышающих частоты собственных колебаний рыскания и тангажа, самолет не будет успевать реагировать на циклические изменения углов атаки и скольжения, происходящие с частотой, равной ω_x. В этом случае он будет вращаться практически относительно продольной главной оси инерции. Углы α и β при этом в среднем будут нулевыми и характер движения самолета существенно изменится. Восстанавливающие аэродинамические моменты практически уже не будут влиять на движение самолета. В пределе при $|\omega_x| \to \infty$ движение вращающегося самолета как гироскопа будет всегда устойчивым.

6. 8. 2. Инерционное и гироскопическое взаимодействие

Реальные самолеты обладают конечными (весьма значительными у сверхзвуковых самолетов) инерционными моментами, возникающими при вращении самолета. Наличие инерционных моментов рыскания и тангажа приводит к появлению инерционного взаимодействия движений самолета при его вращении. В общем случае вращение самолета происходит относительно всех трех его осей (продольной, нормальной и боковой), т. е. при наличии отличных от нуля угловых скоростей крена, рыскания и тангажа. Иными словами, самолет в этом случае вращается относительно оси, не совпадающей ни с одной из трех его осей и не лежащей в плоскости симметрии самолета. Такое пространственное вращение будет иметь место даже в том случае, когда летчик отклоняет только элероны, создавая исходную угловую скорость крена ω_{x0} и удерживая другие рули в их исходном балансировочном положении. При этом под действием спирального заворачивающего и обусловленного отклонением элеронов заворачивающего аэродинамических моментов, а так-

же гироскопического момента, создаваемого вращением ротора двигателя, появится и угловая скорость рыскания ω_y.

Отклонение элеронов и гироскопический момент приводят также к возникновению угловой скорости тангажа ω_z. Вектор результирующей угловой скорости вращения самолета $\vec{\omega}$ будет равен сумме этих трех составляющих и может заметно отличаться от величины вектора $\vec{\omega}_{x0}$. Вращение самолета может возникать не только за счет создания исходной угловой скорости крена ω_{x0}, но также и исходных угловых скоростей рыскания ω_{y0} и тангажа ω_{z0}: при отклонении рулей, выпуске или уборке воздушных тормозов и т. п. В этих случаях инерционное взаимодействие может проявляться значительно сильнее.

Возникновение инерционного момента тангажа (продольное движение) при наличии угловой скорости крена (боковое движение) обусловливает инерционное вазимодействие продольного и бокового движений самолета, а возникновение инерционного момента рыскания при кренении самолета создает инерционное взаимодействие путевого (рыскание) и поперечного (кренение) его движений. Наиболее наглядным примером является инерционное взаимодействие при вращении самолета относительно его продольной оси. Поэтому обычно при анализе инерционного взаимодействия его рассматривают только при наличии угловой скорости крена, максимальные величины которой, как правило, значительно превышают максимальные значения угловых скоростей рыскания и тангажа. Однако иногда такое упрощение может приводить к существенному искажению общей картины движения самолета. В таких случаях следует рассматривать влияние всех трех составляющих результирующей угловой скорости вращения самолета. В частности, инерционное взаимодействие движений самолета на критических режимах характеризуется обычно влиянием всех трех составляющих угловой скорости.

Физическая сущность инерционного взаимодействия может быть пояснена следующим образом. Представим упрощенно распределение всех масс самолета в виде четырех сосредоточенных масс m_i $(i=1, 2, 3, 4)$, расположенных в плоскости x_1Oz_1. На рис. 6.34 приведена схема, иллюстрирующая взаимодействие инерционного дестабилизирующего $M_{y\,\text{ин}}$ и аэродинамического восстанавливающего $M_{y\,\text{а}}$ моментов рыскания при вращении самолета с угловой скоростью ω относительно оси, совпадающей с вектором скорости $\vec{V}$. В этом случае моменты инерции самолета относительно его осей Ox_1, Oy_1 и Oz_1 равны:

$$J_x=\sum m_i z_i^2,\ J_y=\sum m_i (x_i^2+z_i^2),\ J_z=\sum m_i x_i^2.$$

Из этого, в частности, видно, что при принятых допущениях $J_y=J_x+J_z$. Будем считать, что вращение самолета происходит от-

носительно вектора скорости полета $\vec{V}$, т. е. что направления векторов $\vec{V}$ и $\vec{\omega}$ совпадают. При этом центробежная сила инерции F_1 при вращении самолета с угловой скоростью ω определяется выражением $F_1 = m_1\omega^2 x_1 \sin\beta$, где β — исходный угол скольжения. Создаваемый этой силой инерционный момент рыскания равен

$$M_{y1} = F_1 x_1 \cos\beta = m_1\omega^2 x_1^2 \sin\beta\cos\beta = \frac{1}{2} m_1\omega^2 x_1^2 \sin 2\beta.$$

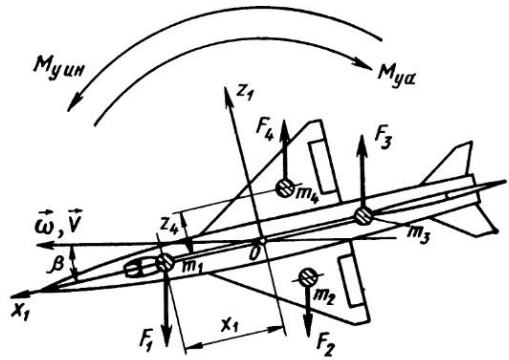


Рис. 6.34. Схематическое изображение моментов рыскания, возникающих при вращении самолета относительно оси, совпадающей с направлением вектора скорости

Получив аналогичные выражения для моментов, создаваемых остальными тремя массами, находим результирующий инерционный момент рыскания в виде

$$M_{y\,ин} = \sum M_{y\,l} = \sum \frac{1}{2} m_l\omega^2 x_l^2 \sin 2\beta - \sum \frac{1}{2} m_l\omega^2 z_l^2 \sin 2\beta =$$

$$= \frac{1}{2}\omega^2 (J_z - J_x)\sin 2\beta.$$

В гл. 3 было рассмотрено определение инерционного момента тангажа, который по аналогии с выражением для $M_{y\,ин}$ может быть представлен в виде

$$M_{z\,ин} = \sum m_l\omega^2 x_l^2 \cos\alpha \sin\alpha = \frac{1}{2}\omega^2 J_z \sin 2\alpha =$$

$$= \frac{1}{2}\omega^2 (J_y - J_x)\sin 2\alpha.$$

Из полученных выражений видно, что инерционные моменты при заданных величинах α и β возрастают с увеличением угло-

вой скорости и разноса масс в направлении продольной оси самолета. Увеличение разноса масс в направлении боковой оси самолета приводит к уменьшению инерционных моментов. Влияние инерционного взаимодействия на динамику самолета при выполнении маневров с ненулевой угловой скоростью крена весьма существенно. Особенности пространственного движения самолета в значительной степени определяются именно этим видом взаимодействия. В инерционном взаимодействии решающее значение имеет форма эллипсоида инерции самолета. Для современных самолетов характерен вытянутый эллипсоид инерции, при котором разности моментов инерции $J_y - J_x$ и $J_z - J_x$ оказываются большими. Это сильно сказывается на характере протекания движений самолета с ненулевой угловой скоростью крена. Движение такого самолета с кренением может приводить к появлению больших моментов инерционного взаимодействия.

Сверхзвуковые самолеты имеют длинный фюзеляж и большой разнос масс вдоль его оси при сравнительно малом размахе крыла. Благодаря значительным скоростям полета и сравнительно слабому демпфированию крена эти самолеты могут иметь весьма большие угловые скорости крена. Поэтому при их вращении возможно появление весьма больших инерционных моментов рыскания и тангажа. Эти моменты — дестабилизирующие, уменьшающие устойчивость, а в некоторых случаях приводящие даже к появлению неустойчивости самолета. Гироскопическое взаимодействие движений, как и инерционное, проявляется только при вращении самолета. Вращающийся ротор двигателя (или воздушный винт) представляет собой гироскоп. Как известно, гироскоп в ответ на приложенный к нему внешний момент, вызывающий поворот этого гироскопа с угловой скоростью $\vec{\omega}$, стремится прецессировать в ортогональном направлении либо создает момент $\vec{M}_{\text{гир}}$, определяемый по приведенной выше формуле (6.1). Наличие гироскопического взаимодействия приводит, в частности, к тому, что в вертикальном маневре (точнее, в маневре по тангажу) под действием гироскопического момента возникает движение рыскания, в свою очередь, приводящее к изменению угла атаки самолета.

6. 8. 3. Критические угловые скорости крена

Если угловая скорость вращения самолета возрастает настолько, что сумма возникающих при вращении дестабилизирующих инерционного и гироскопического моментов становится больше суммы аэродинамических восстанавливающего и демпфирующего моментов, происходит потеря устойчивости. Это приводит к самопроизвольному увеличению абсолютных величин углов атаки и (или) скольжения самолета, а следовательно, к самопроизвольному нарастанию перегрузки. Угловые скорости

крена, при достижении которых самолет оказывается на границе апериодической неустойчивости (происходит потеря устойчивости и наступает резкое ухудшение управляемости самолета), называются критическими. Очевидно, что чем больше абсолютная величина критической угловой скорости крена, тем меньше вероятность выхода на нее при выполнении маневров с креном. Критическая угловая скорость крена, при достижении которой в результате взаимодействия продольного и бокового движений самолета происходит потеря его продольной устойчивости, называется критической для движения тангажа или критической по тангажу угловой скоростью крена $\omega_{кр}^{т}$. Величины $\omega_{кр}^{т}$ [19] могут быть определены по следующей приближенной формуле:

$$\omega_{кр}^{т}=\frac{J_{р}\omega_{р}}{2(J_{y}-J_{x})}\pm\sqrt{\left[\frac{J_{р}\omega_{р}}{2(J_{x}-J_{y})}\right]^{2}+\frac{KC_{y}^{\alpha}\sigma_{n}}{(J_{x}-J_{y})\mu_{пр}}}, \qquad (6.2)$$

где $K=mV^{2}$ — удвоенная кинетическая энергия самолета;

$\sigma_{n}=m_{z}^{C_{y}}+\frac{m_{z}^{\bar{\omega}}}{\mu_{пр}}$ — запас продольной устойчивости самолета по перегрузке;

$\mu_{пр}=\frac{2m}{\varrho_{H}Sb_{A}}$ — относительная плотность самолета в продольном движении.

При $\sigma_{n}<0$ оба слагаемых, стоящих под знаком радикала в формуле (6.2), оказываются положительными ($J_{y}>J_{x}$). Поэтому правое слагаемое всегда превышает по абсолютной величине левое слагаемое. Следовательно, в рассматриваемом случае всегда одним из решений будет $\omega_{кр}^{т}>0$, а другим $\omega_{кр}^{т}<0$. Из двух этих значений $\omega_{кр}^{т}$, определяемых формулой (6.2), меньшую абсолютную величину при $\omega_{р}<0$ имеет положительная $\omega_{кр}^{т}$. В этом случае (полет с $\omega_{x}>0$) критическая угловая скорость крена представляет собой разность первого и второго слагаемых. При полете с $\omega_{x}<0$ критическая угловая скорость крена представляет собой алгебраическую сумму обоих слагаемых (перед радикалом в этом случае берется знак минус). Различие абсолютных величин отрицательной и положительной $\omega_{кр}^{т}$ в рассматриваемом случае обусловлено только влиянием гироскопического момента.

Из формулы (6.2), в частности, видно, что увеличение разноса масс в направлении продольной оси фюзеляжа, а также уменьшение C_{y}^{α} приводят к снижению абсолютных величин $\omega_{кр}^{т}$, т. е. создают предпосылки для более ранней потери самолетом устойчивости по перегрузке. При $\omega_{р}<0$ в случае $\omega_{x}<0$ увеличение абсолютной величины гироскопического момента приводит к возрастанию абсолютной величины $\omega_{кр}^{т}$, а в случае $\omega_{x}>0$ наблюдается обратная картина.

Если угловая скорость крена в полете оказывается по абсолютной величине больше критической, определяемой формулой (6.2), т. е. $|\omega_x| > |\omega_{кр}^{т}|$, то, как указывалось выше, самолет теряет устойчивость по перегрузке. При потере устойчивости возникает коренное изменение характеристик управляемости самолета, что дезориентирует летчика, весьма затрудняет пилотирование и, в частности, может приводить даже к выходу самолета на режим сваливания. Объясняется это следующими обстоятельствами.

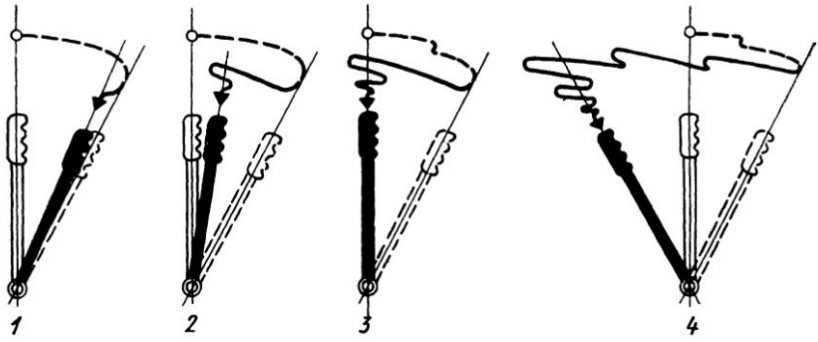


Рис. 6.35. Схематическое изображение движений ручки управления при переходе от одного установившегося режима полета к другому

Летчик судит об управляемости самолета по его реакции на соответствующие отклонения органов управления, по величине и характеру отклонений рычагов управления и изменению усилий на них при пилотировании. При этом отклонением рулей он уравновешивает действующие на самолет аэродинамические, инерционные и гироскопические моменты. В зависимости от характера изменения этих моментов в процессе возмущенного движения самолета отклонения рычагов управления (ручки управления и педалей), требуемые для выполнения заданного маневра, изменяются по времени.

На рис. 6.35 схематически показаны действия летчика ручкой управления, требуемые для изменения режима полета (перехода от одного установившегося режима полета к другому). Движения ручки, требуемые для изменения режима полета на самолете с достаточной степенью устойчивости, иллюстрируются схемой *1*, движения ручки на самолете с малой степенью устойчивости — схемой *2*. Схема *3* характеризует нейтральный, а схема *4* — неустойчивый самолет. Штриховой линией на графике показан прямой ход ручки управления, сплошной линией со стрелкой — обратный ее ход. Исходное (начальное) положение ручки показано сплошной линией, промежуточное — пунктирной, а конечное ее положение — черным силуэтом.

На неустойчивом самолете при переходе от одного режима установившегося полета к другому летчик вынужден вначале значительно отклонять ручку управления (при продольной неустойчивости) и педали (при боковой неустойчивости) в направлении выполняемого маневра, а затем тотчас же возвращать их обратно и отклонять в противоположную сторону для прекращения быстро развивающегося движения самолета (см. рис. 6. 35). На нейтральном и малоустойчивом самолетах также сохраняется поступательно-возвратное движение рычагов управления при пилотировании, но проявляется это уже значительно слабее. На нейтральном самолете после выполнения маневра летчик возвращает рычаги управления в исходное положение, а на устойчивом он оставляет их отклоненными в прямом направлении. Только при достаточно большом запасе устойчивости самолета практически отсутствуют двойные (поступательно-возвратные) движения рычагами управления, а характер их отклонений при управлении становится наиболее простым и легким. Аналогичным образом меняются и усилия на рычагах управления.

Не только отклонения рычагов управления и усилия, прилагаемые к ним летчиком для выполнения требуемого маневра, но также характер самого переходного процесса и запаздывание реакции самолета на отклонение соответствующего рычага управления (руля) оказываются различными у устойчивого, нейтрального и неустойчивого самолета, т. е. простота управления самолетом существенно зависит от его устойчивости. Устойчивость улучшает реакцию самолета на действия летчика и уменьшает запаздывание, облегчает контроль за режимом полета и дозировку требуемых отклонений рулей при выдерживании данного режима полета и выполнении необходимого маневра. При этом существенно разгружается внимание летчика, уменьшаются затраты его психо-физической энергии и сокращается объем полетного времени, расходуемого непосредственно на поддерживание требуемого режима полета. На неустойчивом самолете наблюдается обратная картина. Поэтому пилотирование неустойчивого самолета оказывается более сложным, чем устойчивого. Критическая угловая скорость крена, при достижении которой в результате взаимодействия продольного и бокового движений самолета происходит потеря его путевой устойчивости, называется критической для движения рыскания или критической по рысканию угловой скоростью крена $\omega_{кр}^{р}$. Ее величина [19] приближенно может быть определена по формуле:

$$\omega_{кр}^{р}=\frac{J_{р}\omega_{р}}{2(J_z-J_x)}\pm\sqrt{\left[\frac{J_{р}\omega_{р}}{2(J_x-J_z)}\right]^2+\frac{K\sigma_б}{(J_x-J_z)\mu_б}}, \qquad (6.3)$$

где $\sigma_б=m_y^{\beta}-\dfrac{C_z^{\beta}m_y^{\bar{\omega}_y}}{2\mu_б}$ — запас боковой устойчивости самолета по перегрузке;

$\mu_б = \frac{2m}{\varrho_H S l}$ — относительная плотность самолета в боковом движении.

При отрицательных аэродинамических производных ($\sigma_б < 0$) и $J_z > J_x$ оба слагаемых под знаком радикала оказываются положительными. Следовательно, первый член в формуле (6.3) по абсолютной величине оказывается меньше второго. Поэтому решениями формулы (6.3) обязательно будут одна положительная и одна отрицательная величины $\omega_{кр}^{р}$. А так как при $\omega_р < 0$ первый член в формуле (6.3) оказывается отрицательным, то,

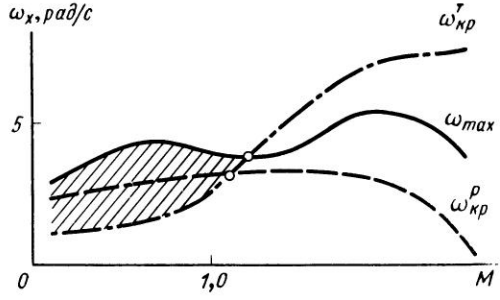


Рис. 6.36. График зависимости $\omega_{кр} = f(M)$ и $\omega_{max} = \varphi(M)$ для сверхзвукового самолета

следовательно, меньшей по абсолютной величине критической угловой скоростью крена в данном случае будет положительная величина $\omega_{кр}^{р}$, а большей по абсолютной величине — отрицательная $\omega_{кр}^{р}$. Из формулы (6.3), в частности, видно, что чем больше разнос масс в направлении продольной оси фюзеляжа, чем меньше степень путевой статической устойчивости самолета с зажатым управлением и аэродинамическое демпфирование рыскания (чем меньше абсолютная величина $\sigma_б$), тем меньшими будут абсолютные величины $\omega_{кр}^{р}$. Возрастание абсолютной величины гироскопического момента двигателя приводит к увеличению абсолютной отрицательной величины $\omega_{кр}^{р}$ (полет с $\omega_x < 0$) и уменьшению положительной $\omega_{кр}^{р}$ (полет с $\omega_x > 0$).

Иногда критическую для движения тангажа и критическую для движения рыскания угловые скорости крена называют первой и второй критической скоростью. Обычно первой критической скоростью крена называют меньшую из этих двух по абсолютной величине угловую скорость крена, а второй — бóльшую угловую скорость. Опасность неблагоприятного проявления взаимодействия продольного и бокового движений самолета при выполнении маневра с кренением ($\omega_x \neq 0$) оказывается тем

большей, чем больше разность абсолютных величин первой и второй критических скоростей (чем меньше абсолютная величина первой критической скорости и больше абсолютная величина второй). Поскольку запасы устойчивости самолета существенно изменяются с увеличением числа М полета, то это приводит и к соответствующим изменениям величин $\omega_{кр}^{т}$ и $\omega_{кр}^{р}$.

Характерная зависимость критических угловых скоростей от числа М полета для современного сверхзвукового самолета показана на рис. 6.36. Для сравнения приведены значения максимальной угловой скорости крена $\omega_{x\,max}$, получаемые при полном отклонении элеронов. Как правило, на дозвуковых скоростях полета меньшее значение имеет величина $\omega_{кр}^{т}$, а на сверхзвуковых скоростях меньшей оказывается $\omega_{кр}^{р}$. Обусловлено это возрастанием запасов продольной устойчивости и падением запасов путевой устойчивости самолета на сверхзвуковых скоростях.

6.8.4. Поведение и пилотирование самолета при аэроинерционном вращении

Взаимодействие продольного и бокового движений самолета в общем случае характеризуется совместным проявлением аэродинамических, кинематических, инерционных и гироскопических перекрестных связей. Даже при угловых скоростях крена, меньших критических, но приближающихся к ним, когда самолет еще полностью не теряет устойчивость, взаимодействие движений может уже приводить к значительным забросам по углам атаки и скольжения (по нормальной и боковой перегрузкам), не соответствующим обычной реакции самолета на отклонения руля высоты и руля направления. Чем ближе угловая скорость крена к критической, тем заметнее уменьшение степени устойчивости движения самолета и, следовательно, тем сильнее он реагирует на аэродинамические моменты, создаваемые отклонениями органов управления. Под влиянием инерционного взаимодействия отклонения руля направления и руля высоты приводят к одновременному изменению углов атаки и скольжения.

Увеличение углов атаки и скольжения может приводить к сваливанию либо к превышению предельно допустимых по прочности значений нормальной и боковой перегрузок. Такое необычное изменение параметров движения может возникать, в частности, при выполнении сложных и резких маневров, при которых самолет вращается одновременно относительно всех трех или даже двух осей. Это выход из пикирования с одновременным разворотом самолета по курсу (типа боевого разворота), вход в горку с одновременным вращением самолета относительно продольной оси, перекладывание из виража одного направления в вираж другого направления (перекладывание из крена в крен) и т. п. Иначе — это маневры, требующие одновременного отклонения не

менее чем двух органов управления, например, руля высоты и элеронов (отклонения ручки управления по диагонали).

На примере отклонения руля высоты рассмотрим упрощенную физическую картину влияния отклонения органа управления на характер движения самолета, вращающегося с угловой скоростью крена ω_x, меньшей чем критическая. Отклонение руля высоты вызывает появление угловой скорости тангажа ω_z. Это, в свою очередь, приводит к появлению момента рыскания от центробежных сил $(J_z - J_x)\omega_z\omega_x$, начинающего разворачивать самолет. Разворот будет продолжаться до тех пор, пока этот дестабилизирующий инерционный момент рыскания не окажется равным восстанавливающему аэродинамическому моменту рыскания (моменту путевой устойчивости). Нетрудно показать, что создание положительной угловой скорости тангажа (отклонение ручки управления на себя) приводит к появлению в рассматриваемом случае угла скольжения того же знака, что и угловая скорость крена. Создание отрицательной угловой скорости тангажа (отклонение ручки управления от себя) после выхода на отрицательные углы атаки вызывает появление скольжения противоположного знака ($\beta<0$ при $\omega_x>0$ и $\beta>0$ при $\omega_x<0$).

У современных сверхзвуковых самолетов на взаимодействие движений крена и рыскания существенное влияние оказывает перекрестная вращательная производная $m_y^{\bar{\omega}_x}$, определяющая величину дополнительного момента рыскания $M_{y\omega x} = M_y^{\bar{\omega}_x}\bar{\omega}_x$. Отрицательная величина $m_y^{\bar{\omega}_x}$ способствует демпфированию боковых колебаний самолета, а $m_y^{\bar{\omega}_x}>0$ оказывает обратное действие (уменьшает демпфирование боковых колебаний). Наличие у самолета поперечной статической устойчивости $(m_x^{\beta}<0)$ приводит к тому, что скольжение оказывает влияние на величину угловой скорости крена: появляется момент крена $M_{x\beta} = M_x^{\beta}\beta$. При околонулевых углах атаки величина m_x^{β} близка к нулю и скольжение непосредственно не оказывает заметного влияния на величину угловой скорости крена. А элероны на таких углах атаки оказываются обычно весьма эффективными. При больших углах атаки появляются, как правило, повышенные запасы поперечной устойчивости и скольжение начинает существенно влиять на угловую скорость крена, а эффективность элеронов снижается.

У самолетов с треугольным крылом, имеющих цельноповоротный стабилизатор, при наличии скольжения правая и левая половины стабилизатора обтекаются с различными эффективными углами стреловидности. При этом отклонение стабилизатора на кабрирование (ручка управления на себя) приводит к появлению момента крена в сторону скольжения. Это можно проиллюстрировать следующим примером. Пусть угол стрело-

видности стабилизатора $\chi_{г.о}=65°$. Тогда при угле скольжения $\beta=25°$ (скольжение на правое полукрыло — знак плюс) левая половина стабилизатора будет обтекаться потоком воздуха, направленным вдоль ее оси вращения (она же будет еще и затеняться фюзеляжем), что приведет к потере ее несущих свойств. Эффективная стреловидность правой половины стабилизатора окажется равной $\chi_{эф.прав}=65°-25°=40°$, что значительно повысит ее подъемную силу. При отклонении стабилизатора на кабрирование это приведет к появлению значительного дополнительного подкручивающего момента крена стабилизатора $M_{x\delta}=M_x^{\delta_в}\Delta\delta_в$, способствующего кренению самолета на правую половину крыла. Из-за больших отношений моментов инерции $J_z:J_x$ при наличии тонкого треугольного крыла малого удлинения с большой стреловидностью на современных сверхзвуковых самолетах может иметь место следующая картина. При больших углах скольжения подкручивающий кренящий момент стабилизатора может приводить к появлению отрицательных приращений угла атаки ($\Delta\alpha<0$), превосходящих положительные приращения за счет отклонения стабилизатора на кабрирование. Это способствует развитию отрицательной нормальной перегрузки. Возникает обратная реакция самолета по перегрузке на отклонение стабилизатора. На отрицательных углах атаки может возникать и обратная реакция по крену на отклонение руля направления (кренение самолета в сторону скольжения). В этом случае попытка летчика парировать кренение самолета отклонением руля направления приводит только к повышению интенсивности этого вращения.

Из изложенного видно, что основной причиной вращения самолета в рассмотренных режимах является развивающееся скольжение. С этой точки зрения все маневры с ненулевой угловой скоростью крена могут быть разделены на два характерных вида: 1) маневры, в которых влияние поперечной устойчивости проявляется как кажущееся уменьшение эффективности элеронов и приводит к уменьшению величины угловой скорости крена; 2) маневры, характеризуемые кажущимся увеличением эффективности элеронов, в процессе выполнения которых самолет продолжает вращаться, даже несмотря на возвращение элеронов в нейтральное положение (кажущаяся потеря поперечной управляемости самолета, проявляющаяся, например, в том, что раскрученный элеронами самолет не может быть затем ими остановлен). Маневры первого вида обычно имеют место при кренении самолета элеронами в полете с положительной нормальной перегрузкой. Рассмотрим кратко физическую картину такого движения устойчивого в поперечном отношении самолета. При положительной перегрузке (положительная величина ω_z) кренение самолета приводит к появлению угла скольжения, знак которого совпадает со знаком угловой скорости крена. Воз-

никающий в этом случае восстанавливающий момент крена $M_{x\beta}=M_x^{\beta}\beta$ препятствует развитию угловой скорости крена. Так, например, при кренении на правую половину крыла ($\omega_x>0$) положительное скольжение ($\beta>0$) вызывает появление момента $M_{x\beta}<0$ (поскольку $m_x^{\beta}<0$), направленного на опускание левой половины крыла, при этом летчику кажется, что эффективность элеронов снижается.

Кренение самолета в полете с отрицательной нормальной перегрузкой приводит к появлению скольжения противоположного знака (противоположного знаку ω_x). Это способствует возрастанию ω_x, что воспринимается летчиком как повышение эффективности элеронов. В таком режиме скольжение, развивающееся в результате отклонения элеронов, может оказаться настолько большим, что оно будет продолжать вращать самолет даже при возвращении элеронов в нейтральное положение. При этом даже перекладка элеронов в сторону, противоположную вращению, может практически не изменять угловую скорость крена. Это и есть аэроинерционное вращение (или, как его иногда называют, аэроинерционное самовращение) самолета.

В зависимости от сочетания отклонений органов управления самолет в режиме аэроинерционного вращения может выходить как на большие положительные, так и на большие отрицательные нормальные перегрузки. Основными признаками таких режимов обычно являются:

1) необычно резкое увеличение (забросы) угла скольжения и, следовательно, боковой перегрузки, не соответствующее данному отклонению руля направления при исходном режиме полета;

2) необычно резкое увеличение (забросы) угла атаки и, следовательно, нормальной перегрузки, не соответствующее по ощущениям летчика данному угловому положению самолета в рассматриваемом исходном режиме полета и созданному летчиком отклонению стабилизатора;

3) интенсивное и непрекращающееся увеличение угловой скорости крена при неизменном отклонении элеронов или продолжение вращения самолета при нейтральном их положении, либо даже при отклонении их против вращения;

4) самопроизвольное отклонение (увод) педалей на самолетах с безбустерным путевым управлением, возникающее из-за чрезвычайно больших, необычных по знаку и резко изменяющихся усилий от шарнирного момента руля направления.

В полете на сверхзвуковых скоростях наименьшая критическая скорость крена определяется обычно падением путевой устойчивости самолета. Таким образом, общая потеря устойчивости наступает, когда дестабилизирующий инерционный момент рыскания $M_{y\,ин}=(J_z-J_x)\omega_z\omega_x$ превысит восстанавливающий аэродинамический момент рыскания $M_{y\beta}=M_y^{\beta}\beta$. Это

может иметь место на больших сверхзвуковых скоростях (малая степень путевой устойчивости) и при маневрах, выполняемых с большими угловыми скоростями ω_x и ω_z. Большая угловая скорость крена на сверхзвуковой скорости может быть получена при отрицательных углах атаки. Поэтому на сверхзвуковых скоростях наиболее вероятно возникновение аэроинерционного вращения при маневрах, в которых производится энергичное отклонение ручки управления по диагонали от себя. Войдя в режим аэроинерционного вращения, самолет (в зависимости от сочетания отклонений органов управления) может выходить как на большие положительные, так и на большие отрицательные перегрузки.

У сверхзвуковых самолетов на дозвуковых скоростях полета наименьшая критическая скорость обычно определяется падением продольной устойчивости (в частности, на больших углах атаки). Поэтому общая потеря устойчивости наступает, когда дестабилизирующий инерционный момент тангажа $M_{z\,ин} = (J_x - J_y)\omega_x\omega_y$ превысит восстанавливающий аэродинамический момент тангажа $M_{za} = M_z^{\alpha}\alpha$. Это может иметь место в маневрах с большими угловыми скоростями крена и рыскания. На дозвуковых скоростях наиболее вероятно возникновение аэроинерционного вращения при отрицательных перегрузках, когда самолет неустойчив в поперечном отношении, или при положительных перегрузках, когда самолет теряет продольную устойчивость по перегрузке.

В частности, как сообщалось в зарубежной печати, такие режимы полета имели место на сверхзвуковом самолете F-100 при резком выводе его летчиком из пикирования с одновременным отклонением элеронов для разворота, особенно если летчик при этом не удерживал педали в нейтральном положении. В некоторых случаях попадание самолета F-100 на эти режимы заканчивалось катастрофой. Как при дозвуковых, так и при сверхзвуковых скоростях полета основной причиной возникновения аэроинерционного вращения является развивающееся скольжение.

На графике рис. 6. 37 показан пример выполнения в полете маневра с кренением самолета на сверхзвуковой скорости, протекающего при отрицательной нормальной перегрузке. В течение всего этого маневра летчик удерживал руль направления в нейтральном положении. С исходного режима полета при отклоненной на себя ручке управления и начальной нормальной перегрузке $n_{y\,0} = 2$ летчик начал отклонять ручку управления от себя. Это привело к уменьшению нормальной перегрузки до нуля, а затем и к появлению отрицательной перегрузки. Начиная с момента времени $t \approx 10$ с, летчик стал резко отклонять ручку управления влево, что привело к кренению самолета на левую половину крыла. При $t \approx 12$ с отклонение элеронов прекратилось. К этому времени угловая скорость крена

достигла величины $\omega_{x1} \approx 1{,}2$ рад/с и затем продолжала увеличиваться. К моменту $t \approx 15$ с величина ω_{x1} оказалась уже равной —3,0 рад/с, а нормальная перегрузка достигла величины $n_{y1} \approx -1{,}0$. После этого начинается более интенсивное увеличение угловой скорости крена (при неизменном положении элеронов), сопровождающееся дальнейшим увеличением абсолютной величины нормальной перегрузки. С этого момента начал-

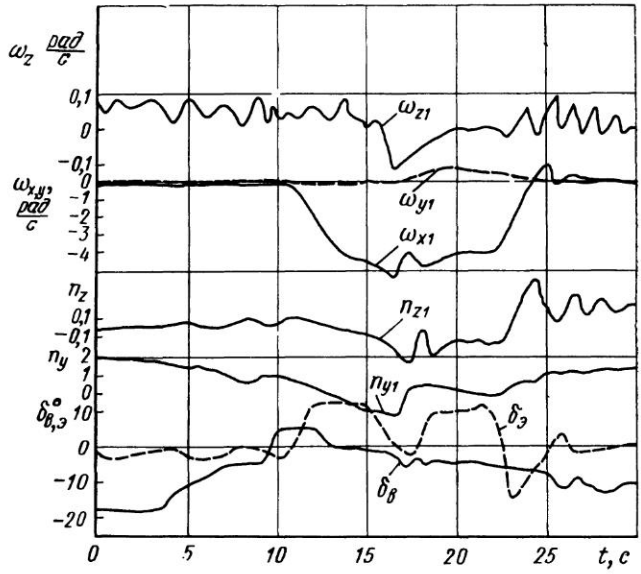


Рис. 6. 37. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при выполнении маневра с кренением при отрицательной нормальной перегрузке

ся резкий заброс боковой перегрузки. В момент $t \approx 16$ с летчик начал отклонять элероны в нейтральное положение, а затем несколько отклонил ручку управления вправо ($\delta_э < 0$) с одновременным отклонением ее в направлении на себя. К этому времени угловая скорость крена достигла $\omega_{x1} = -5{,}0$ рад/с. После этого летчик вновь отклонил элероны по вращению. Однако это не привело к возрастанию угловой скорости крена, так как одновременно с отклонением ручки влево ($\delta_э > 0$) летчик продолжал отклонять ее на себя, что способствовало переходу самолета на положительные углы атаки, уменьшению абсолютных величин n_{z1} и ω_{x1}.

После отклонения ручки вправо (на 22-й с) вращение самолета начало замедляться. Затем оно прекратилось почти без запаздывания ($t \approx 25$ с) после установки рулей практически в нейтральное положение. Этот маневр наглядно иллюстрирует

поведение самолета в начальной фазе его раскрутки (нарастающего кренения) при приближении к критической угловой скорости крена. Не допустив значительного увеличения n_{z1} и ω_{x1}, летчик не дал возможности развиться такому движению самолета до полной потери управляемости.

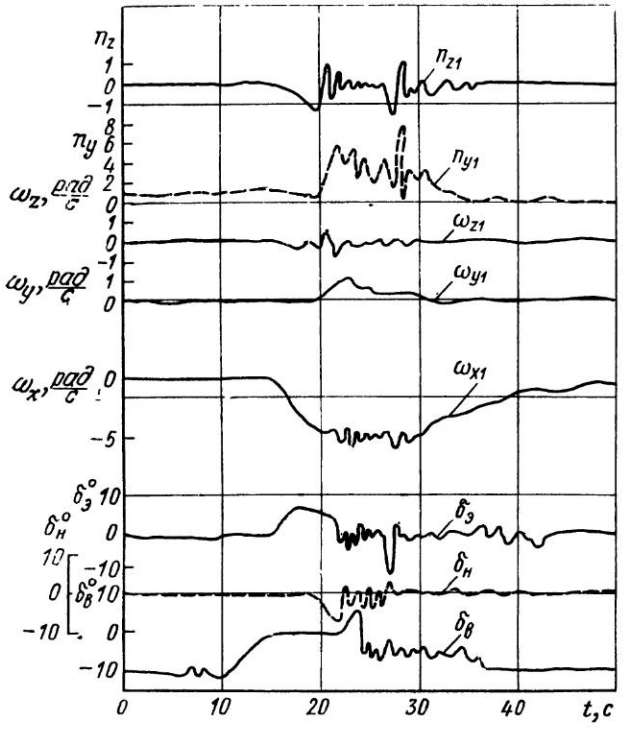


Рис. 6.38. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при выполнении маневра с кренением при положительной нормальной перегрузке

Пример аэроинерционного вращения самолета на сверхзвуковой скорости при положительной нормальной перегрузке приведен на рис. 6.38. Показанный режим полета иллюстрирует маневр, в процессе которого возникло движение, вызвавшее врèменную потерю управляемости самолета. Режим протекал следующим образом. Отклонением ручки управления от себя (с момента $t \approx 10$ с) летчик создал околонулевую нормальную перегрузку, после чего он отклонил ручку управления влево ($\delta_э = 9° \div 10°$) и удерживал ее в этом положении около 5 с. Угловая скорость крена непрерывно увеличивалась, а начиная с $t \approx 20$ с из-за увеличения инерционного момента рыскания началось интенсивное увеличение угловой скорости рыскания.

Последнее привело к увеличению скольжения (боковая перегрузка достигла $n_{z1} \approx -2{,}0$). В результате кинематической связи углов атаки и скольжения увеличение угла скольжения привело к возрастанию угла атаки ($n_{y1} \approx 7{,}0$ в момент $t \approx 22$ с) при практически нейтральном положении стабилизатора. Под действием возрастающего шарнирного момента с $t \approx 17$ с руль направления отклонился. Парировать это отклонение летчику удалось одновременно с установкой элеронов в нейтральное положение. В дальнейшем летчик, прилагая большие усилия к педалям, старался удерживать их по возможности в положении, близком к нейтральному. Однако из-за больших величин и непостоянства шарнирного момента наблюдались непрерывные колебания руля направления. В момент $t \approx 24$ с летчик возвратил стабилизатор в положение, близкое к исходному балансировочному. К этому времени угловая скорость крена достигла $\omega_{x1} \approx 5{,}5$ рад/с, а угловая скорость рыскания составила $\omega_{y1} \approx 1{,}2$ рад/с. Установка элеронов в нейтральное положение и даже отклонение их против вращения ($t \approx 27 \div 28$ с) не прекратили вращение самолета. После установки элеронов и руля направления в нейтральное положение (при исходном балансировочном положении стабилизатора) вращение самолета прекратилось примерно через 5 с

Для такого режима характерной является необычная реакция самолета на отклонения элеронов и стабилизатора. Самолет практически не реагирует на отклонение элеронов даже полностью против вращения ($t \approx 27 \div 28$ с), отклонение ручки управления от себя ($t \approx 23$ с) вызывает не уменьшение, а наоборот — некоторый положительный заброс нормальной перегрузки. Такая реакция самолета на отклонение элеронов обусловлена наличием раскручивающих самолет аэродинамических моментов крена, возникающих при скольжении, которое, в свою очередь, создается инерционным моментом рыскания. Появление этого момента рыскания обусловлено созданием значительной угловой скорости крена при отклонении элеронов в начале режима. Необычная реакция самолета на отклонение стабилизатора объясняется следующим образом. Отклонение ручки управления от себя приводит к появлению угловой скорости тангажа $\omega_{z1} < 0$. Это вызывает появление подкручивающего инерционного момента крена, увеличивающего угловую скорость крена ω_{x1}, что, в свою очередь, ведет к возрастанию инерционного момента рыскания, а следовательно, и угла скольжения (боковой перегрузки). При этом кинематическая связь углов атаки и скольжения обусловливает нарастание нормальной перегрузки.

Необычными в режимах аэроинерционного вращения являются также соотношения между угловой скоростью тангажа и нормальной перегрузкой, угловой скоростью рыскания и боковой перегрузкой. Так, например, при отрицательной угловой скорости тангажа (см. рис. 6.38) нормальная перегрузка возрастает, а при большой положительной угловой скорости рыска-

ния боковая перегрузка изменяет свой знак. Обусловлено это тем, что интенсивное увеличение угловой скорости рыскания ($t \approx 20$ с, см. рис. 6.38) начинается в результате потери самолетом путевой устойчивости, из-за чего начинается резкое возрастание скольжения (в рассматриваемом примере — скольжение на правое крыло с забросом боковой перегрузки при $t \approx \approx 22$ с до $n_{z1} = -2{,}0$). Вращение самолета приводит к периодическим изменениям угла скольжения, что вызывает изменения боковой перегрузки, на которые еще влияют непроизвольные отклонения руля направления. Изменения угла скольжения из-за кинематической связи углов α и β приводят к изменениям угла атаки, а следовательно, и нормальной перегрузки, которая как бы отслеживает изменения угла скольжения (боковой перегрузки). Наличие отрицательной угловой скорости тангажа при большой положительной перегрузке объясняется тем, что самолет еще сохраняет устойчивость по перегрузке и стремится уменьшать отклонения нормальной перегрузки, не соответствующие данному углу отклонения стабилизатора. Для летчика (по испытываемым им ощущениям) аэроинерционное вращение (самовращение) самолета напоминает аэродинамическое самовращение, обусловливающее возникновение режима штопора. Однако по существу эти два вида самовращения принципиально различны. Аэродинамическое самовращение возникает только на закритических углах атаки в результате потери самолетом аэродинамического демпфирования крена, в то время как аэроинерционное самовращение происходит и на докритических углах атаки, а основной причиной его возникновения является развивающееся скольжение.

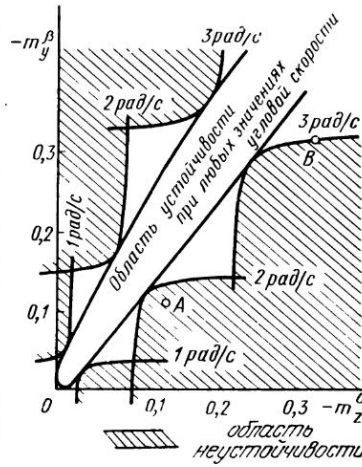


Рис. 6.39. Диаграмма границ устойчивости движения вращающегося самолета (области неустойчивости заштрихованы)

На данном самолете при данных удельной нагрузке на крыло ($p_{уд} = \text{const}$), высоте ($H = \text{const}$) и числе M ($M = \text{const}$) полета опасность неблагоприятного проявления взаимодействия продольного и бокового движений (опасность потери устойчивости) в значительной степени определяется сочетанием трех факторов: степени продольной $\left(m_z^{c_y}\right)$ и путевой $\left(m_y^\beta\right)$ статической устойчивости самолета и величины угловой скорости его вращения. Наглядное представление о критических, с этой точки зре-

ния, условиях полета дает приближенный график границ устойчивости, представленный на рис. 6. 39.

Из графика видно, что «коридор», образованный огибающими семейств гипербол, являющихся границами областей устойчивости, полученными при различных значениях угловых скоростей вращения самолета, расширяется при увеличении угловой скорости крена. Это расширение «коридора» обусловлено наличием демпфирования рыскания и тангажа. Гиперболы приближаются к своим асимптотам при существенно отличающихся друг от друга величинах m_y^{β} и $m_z^{C_y}$. Следовательно, в этих областях значений характеристик статической устойчивости самолета можно пользоваться приближенными критериями устойчивости, заменяя уравнения гипербол уравнениями их асимптот. На основании этого из уравнений асимптот могут быть получены и приведенные выше приближенные выражения для критических угловых скоростей — угловых скоростей крена, при которых происходит потеря устойчивости.

Если на графике рис. 6. 39 фигуративная точка $\left|m_z^{C_y}\right|$, $\left|m_y^{\beta}\right|$ находится внутри «коридора», то в соответствующем этим условиям режиме полета самолет будет устойчив в движении крена при любых значениях угловой скорости. Если фигуративная точка располагается вне «коридора», то при некотором значении угловой скорости крена самолет теряет устойчивость. Например, допустим, что рассматриваемым условиям полета соответствует фигуративная точка A. Эта точка находится внутри области (близко к ее границе), очерченной границей устойчивости, соответствующей угловой скорости вращения самолета 2 рад/с. Следовательно, в данном режиме полета самолет потеряет устойчивость в движении крена при достижении угловой скорости крена $\omega_{x1}=2$ рад/с.

Самолет, фигуративной точкой которого является точка B, будет сохранять устойчивость при угловых скоростях крена, меньших 3 рад/с. С появлением угловой скорости крена, равной по абсолютной величине 3 рад/с, самолет в данном режиме полета теряет устойчивость. При возникновении угловых скоростей, превышающих 3 рад/с, самолет становится неустойчивым.

В режиме аэроинерционного вращения на сверхзвуковых скоростях самолет интенсивно тормозится. При этом изменяются запасы устойчивости, а следовательно, и величины критических угловых скоростей. Уменьшение числа М полета сопровождается обычно таким изменением наибольшей и наименьшей величин $\omega_{кр}$, при котором области неустойчивости уменьшаются. При числе М, близком к единице, первая и вторая критические скорости оказываются равными, что свидетельствует об исчезновении неустойчивого вращения самолета. Из этого следует, что по мере уменьшения сверхзвуковых чисел М вывести самолет из режима аэроинерционного вращения легче. При этом в некото-

рых случаях вращение самолета может даже само по себе прекратиться. Если $|\omega_{кр}^{р}| \gg |\omega_{кр}^{т}|$, что характерно для дозвуковых скоростей полета, то изменения углов атаки и скольжения в маневрах с кренением самолета существенно возрастают с увеличением угловой скорости крена. В таких режимах маневры с кренением самолета сопровождаются большими нормальными и боковыми перегрузками. При $|\omega_{кр}^{р}| \ll |\omega_{кр}^{т}|$, что характерно для сверхзвуковых скоростей полета, изменение угла атаки в маневрах с кренением самолета при угловых скоростях, меньших первой критической, практически не зависит от величины угловой скорости крена. Это обусловливает малые изменения нормальной перегрузки в режиме. В таких случаях основные нагрузки, действующие на самолет, определяются развитием скольжения (боковых перегрузок).

Рассмотренные примеры, характеризующие особенности поведения и пилотирования самолета в режимах аэроинерционного вращения, показывают, что такие режимы сопровождаются значительными и необычными изменениями как параметров движения самолета, так и его реакции на отклонения органов управления. Это создает серьезные трудности для летчика при выводе самолета из таких опасных режимов полета. Для исключения возможности непроизвольного попадания самолета в такие режимы не следует выполнять резкие маневры с длительным вращением самолета относительно его продольной оси и одновременным отклонением ручки управления по диагонали от себя. Это относится к таким исходным режимам полета, на которых возможно существенное проявление взаимодействия продольного и бокового движений самолета. В подобных маневрах летчик должен внимательно следить за положением органов путевого управления, стараясь по возможности удерживать их в нейтральном положении. Если были допущены ошибки пилотирования и самолет все-таки вошел в режим аэроинерционного вращения, то летчик должен принимать немедленные меры по выводу самолета из такого режима.

Летная практика показывает, что для вывода самолета из режима аэроинерционного вращения, как правило, следует устанавливать рули и элероны в нейтральное (или возможно более близкое к нему — практически нейтральное) положение. Этому, однако, в известной степени могут препятствовать перегрузки, действующие на летчика, а также большие усилия на педалях при безбустерном путевом управлении — особенно при больших сверхзвуковых числах М или при больших приборных скоростях полета на малых высотах. Для каждого самолета, на котором возможен выход на такие режимы полета, производится отработка соответствудщего ему метода пилотирования. При этом за основу берется типовой метод, заключающийся в одновременной постановке всех органов управления в нейтральное положе-

ние. Отработка метода пилотирования для вывода данного типа самолета из режима аэроинерционного вращения производится предварительно на моделирующих устройствах, а затем выбранный таким образом метод вывода проверяется в летных испытаниях. Первые рекомендации по методам пилотирования для вывода самолетов из режимов аэроинерционного вращения (типовой метод вывода) были даны в 1960 г. [40].

Распространенные ошибки пилотирования при выводе самолета из режима аэроинерционного вращения в основном бывают связаны с необычными для летчика действиями рычагами управления, часто противоположными тому, что требуется для управления самолетом на всех эксплуатационных режимах полета. Так, например, естественным способом прекращения кренения самолета является отклонение элеронов против вращения. Однако при аэроинерционном вращении на сверхзвуковых скоростях отклонение элеронов против вращения может только препятствовать выходу самолета из этого режима. При вращении самолета с угловой скоростью крена, превышающей вторую критическую, для уменьшения нормальной перегрузки летчик должен отклонять орган продольного управления в направлении, противоположном привычному, требуемому на эксплуатационных режимах полета — для уменьшения положительной нормальной перегрузки отклонять ручку управления на себя, а для уменьшения отрицательной нормальной перегрузки — от себя. Отклонение руля направления против вращения в таких режимах при наличии обратной реакции по крену (точнее, по скольжению) на отклонение руля направления может только приводить к дополнительной раскрутке самолета. Кроме того, при безбустерном путевом управлении большие шарнирные моменты руля направления могут приводить к необходимости создания весьма больших усилий на педалях для их отклонения и даже для удержания их в нейтральном положении. В таких режимах параметры движения самолета могут изменяться чрезвычайно быстро и в весьма широких пределах. Летчик не в состоянии непрерывно отслеживать изменение этих параметров соответствующими (направленными на вывод самолета из такого режима) отклонениями органов управления. Так что и с этой точки зрения наиболее правильным действием летчика для вывода самолета из режима аэроинерционного вращения оказывается установка органов управления в нейтральное положение.

Рассмотрим штопор, возникающий после сваливания самолета в результате выхода его на режим аэроинерционного вращения. Пример такого правого перевернутого штопора приведен на рис. 6. 40. Из графика видно, что вначале, отклоняя ручку управления на себя ($t \approx 5$ с), летчик создал нулевую нормальную перегрузку, после чего энергично отклонил ручку управления влево (правый элерон практически полностью отклонен вниз $\delta_э = 17°$). Это привело к быстрому развитию значительной угло-

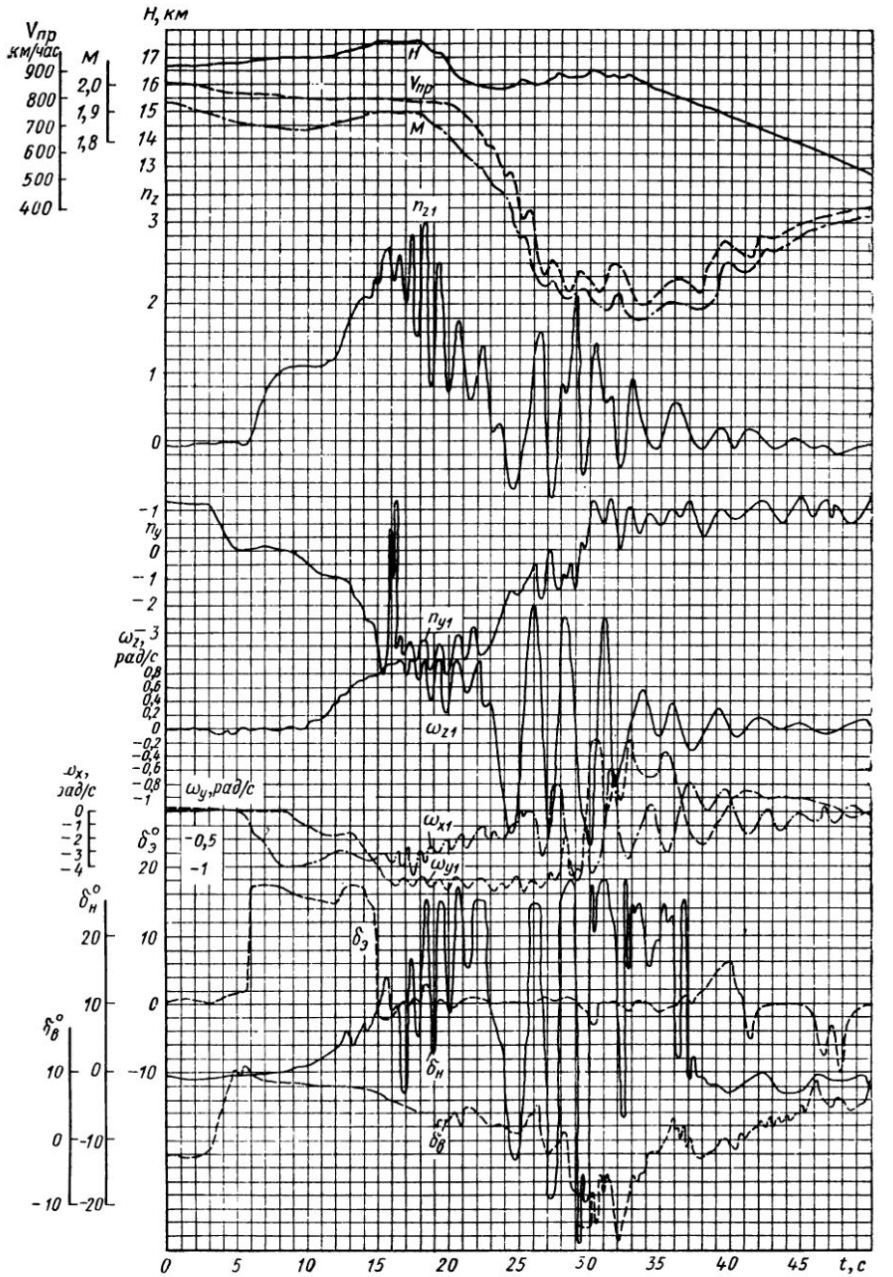


Рис. 6.40. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при перевернутом штопоре, вход в который был обусловлен аэроинерционным вращением на сверхзвуковой скорости

вой скорости крена ($\omega_{x1} \approx -4{,}0$ рад/с при $t \approx 9$ с). После отклонения элеронов летчик начал отклонять ручку управления на себя и продолжал отклонять ее в этом направлении практически до конца режима, однако несмотря на отклонение стабилизатора вверх, самолет продолжал увеличивать отрицательный угол атаки. Отрицательная перегрузка в момент $t \approx 13$ с достигла $n_{y1} \approx -1{,}0$, а затем начала еще интенсивнее нарастать (при $t \approx 15{,}5$ с $n_{y1} \approx -4{,}5$), несмотря на увеличение положительной угловой скорости тангажа. Самолет, вращаясь, вышел на отрицательные закритические углы атаки, в результате чего возник перевернутый штопор. Штопор протекал на фоне аэроинерционного вращения с большими средними значениями угловых скоростей ($\omega_{x\,ср} \approx$ от $-2{,}5$ до $-3{,}5$ рад/с, и $\omega_{y\,ср} \approx -1{,}0$ рад/с), с большими абсолютными величинами перегрузок и амплитудами их колебаний. Самолет был выведен из этого режима установкой всех трех органов управления практически в нейтральное положение.

Некоторые типы современных самолетов не входят в перевернутый штопор, так как не могут выйти на отрицательные закритические углы атаки даже при полном отклонении ручки управления от себя. Из-за малой величины управляющих аэродинамических пикирующих моментов (сравнительно малые положительные отклонения руля и недостаточная его эффективность), даже при наличии создаваемого отклонением руля направления требуемого скольжения оказывается невозможным выход самолета на сваливание в перевернутом полете. При попытке ввода в перевернутый штопор из перевернутого полета такие самолеты входят обычно только в перевернутую спираль. Однако под влиянием аэроинерционного вращения даже такие самолеты легко входят в перевернутый штопор при отклонении элеронов, когда возникает инерционный момент тангажа, приводящий к выходу на отрицательные закритические углы атаки $\alpha^*_{\text{закр}}$.

Метод ввода такого самолета в перевернутый штопор с использованием аэроинерционного вращения (в частности, с помощью возникающих при этом инерционных моментов тангажа и рыскания) может быть следующим. В перевернутом полете создаются значительная угловая скорость крена и скольжение, способствующее входу в штопор. Затем отклоняются рули по штопору (руль направления в сторону, противоположную направлению вращения самолета). Возникает перевернутый штопор. При этом могут появляться большие дестабилизирующие инерционные моменты тангажа, превышающие восстанавливающие аэродинамические моменты тангажа даже при полностью отклоненном вверх руле высоты. В этом случае самолет входит в перевернутый штопор при полностью отклоненной на себя ручке управления. Штопор протекает с повышенными угловыми скоростями крена. При таком вводе самолета в штопор боль-

шое значение имеет временна́я последовательность в отклонениях органов управления, подбираемая в зависимости от типа самолета.

6.9. ВЛИЯНИЕ СЛУЧАЙНЫХ ФАКТОРОВ

Сравнительно небольшая геометрическая, аэродинамическая, гироскопическая, жесткостная или какая-либо другая асимметрия самолета может приводить к появлению асимметричных моментов, оказывающих заметное влияние на характеристики сваливания и штопора. Так, например, на боковой поверхности одного самолета в носовой части фюзеляжа (асимметрично по отношению к плоскости x_1Oy_1)) был установлен ПВД, из-за чего характеристики левого и правого штопора у этого самолета существенно различались между собой. Левый штопор был колебательным малоустойчивым, из которого самолет легко выходил, а правый — равномерным (интенсивным) весьма устойчивым, из которого самолет практически не выходил. Перестановка ПВД на противоположный бок фюзеляжа привела к тому, что характеристики левого и правого штопора значительно сблизились. Оба режима стали равномерными, устойчивыми. Характеристики выхода самолета из обоих этих режимов штопора оказались хорошими: самолет выходил как из правого, так и из левого штопора с запаздыванием менее одного витка.

У современных самолетов с длинной тонкой заостренной носовой частью фюзеляжа даже очень небольшая асимметрия носка фюзеляжа может приводить к появлению сравнительно больших аэродинамических моментов рыскания. На больших углах атаки носовые части таких фюзеляжей могут создавать авторотационные моменты рыскания. Опыт летной эксплуатации показывает, что если, например, такой самолет легче входил в левый штопор, то появление даже небольшой асимметричной вмятины на носовой части фюзеляжа могло приводить к тому, что самолет входил в штопор в противоположном направлении. На рис. 6.41 показаны полученные по материалам испытаний модели талого самолета в аэродинамической трубе зависимости коэффициента момента рыскания от угла атаки для двух случаев: при наличии небольших плоских вмятин слева и справа на носке фюзеляжа. Из графика видно, что в определенном диапазоне закритических углов атаки (при отсутствии скольжения) такая незначительная асимметрия носовой части фюзеляжа вызывает появление существенного момента рыскания. При вмятине справа возникает момент рыскания влево и наоборот. В некоторых случаях такие асимметричные моменты (моменты рыскания) под влиянием случайных факторов могут не только изменять свою величину, но даже и знак. При определенных формах носовой части фюзеляжа асимметричные моменты могут изменять свой знак, например, с увеличением числа Re. Знак таких случайных моментов рыскания, возникаю-

щих из-за асимметрии обтекания самолета, может быть стабилизирован, например, асимметричной установкой турбулизаторов на одной стороне фюзеляжа.

Значительные моменты рыскания, возникающие на больших углах атаки, обусловлены асимметричными вихревыми пеленами, возникающими часто даже на практически симметричной носовой части фюзеляжа большого удлинения. Такое вихреобразова-

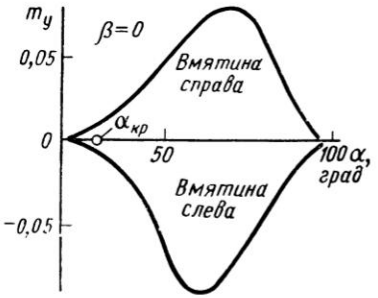


Рис. 6.41. Зависимость кривой $m_y=f(\alpha)$ от асимметрии носовой части фюзеляжа

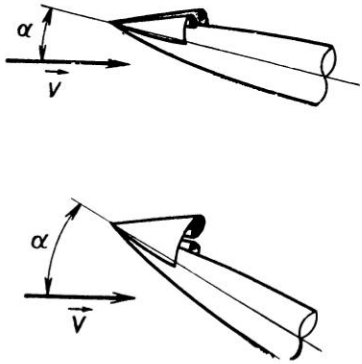


Рис. 6.42. Схематическое изображение вихреобразования на носовой части фюзеляжа

ние характеризуется появлением двух вихревых пелен, начинающихся на заостренном носке фюзеляжа и простирающихся далее вниз по потоку. По мере удаления от носка фюзеляжа такая вихревая пелена свертывается в вихрь, все более отдаляющийся от поверхности фюзеляжа. При малых углах атаки эти вихревые пелены (рис. 6.42) бывают практически симметричны на правой и левой половинах фюзеляжа (не создают моментов рыскания) и интенсивность их сравнительно невелика. На больших углах атаки вихри становятся значительно более интенсивными и существенно асимметричными. Один вихрь обычно поднимается и отделяется от носка фюзеляжа, тогда как другой остается присоединенным к нему. Это может создавать большие области разрежения по одну сторону носовой части фюзеляжа, приводящие к появлению заметной боковой силы. При длинной носовой части (большое плечо боковой силы по отношению к центру тяжести самолета) такая асимметричная сила вызывает появление значительных аэродинамических моментов рыскания, существенно влияющих на характеристики штопора самолета.

Повторение таких экспериментов на одинаковых моделях показывает, что возникающие при этом моменты рыскания даже в практически одинаковых условиях могут заметно различаться между собой. Обусловлено это нестабильностью вихреобразования, значительной зависимостью спектров вихревого обтекания

от случайных факторов (шероховатости поверхности, степени равномерности набегающего воздушного потока, наличия ряда случайных возмущений и т. п.).

Практика летных испытаний показывает, что даже на одном и том же самолете при практически одинаковых начальных условиях и действиях летчика можно получать заметно различающиеся между собой режимы штопора. Обусловлено это также влиянием ряда случайных факторов, из которых немаловажную роль играет, в частности, состояние атмосферы непосредственно в том месте, где находится самолет. Для определения типичных (наиболее вероятных) характеристик штопора и сваливания самолета в заданных условиях, оценки вероятности реализации этих характеристик и их возможного разброса необходимо пользоваться статистико-вероятностными методами. Такая методика должна предусматривать оценку возможности реализации данных характеристик штопора самолета в процессе многократного попадания в штопор, в частности, при возможных колебаниях атмосферных условий на базе статистико-вероятностных показателей. При моделировании характеристик сваливания и штопора следует пользоваться методами статистического моделирования. Оценка сопротивляемости самолета сваливанию и входу в штопор также должна производиться статистико-вероятностными методами. При этом только следует иметь в виду, что сопротивляемость самолета сваливанию и входу в штопор — это в общем случае не только не одинаковые, но далеко не всегда и взаимосвязанные (тем более однозначно взаимосвязанные) свойства. Например, самолет может обладать весьма слабо выраженной тенденцией ко входу в штопор, но легко сваливается и наоборот. В зависимости от того, какая из этих опасных тенденций проявляется сильнее, следует уделять большее внимание улучшению именно этой характеристики и парированию развития соответствующих опасных режимов полета. Практически сопротивляемость сваливанию и входу в штопор в массовой летной эксплуатации может в известной степени характеризоваться отношением количества непроизвольных попаданий самолетов данного типа в эти режимы к определенному (достаточно большому) их налету. Например, N попаданий за миллион часов налета в соответствующих (сопоставимых) условиях.

ГЛАВА 7

МЕТОДЫ ВЫВОДА ИЗ ШТОПОРА

7.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ПРИМЕНЯЕМЫХ МЕТОДОВ ПИЛОТИРОВАНИЯ

Управление самолетом в штопоре оказывается весьма сложным и существенно отличным от управления им на всех других режимах полета. Для вывода самолета из штопора требуется применение особых методов пилотирования. Эти методы коренным образом отличаются от методов пилотирования, применяемых на всех эксплуатационных режимах полета. Обусловлено это, в первую очередь, тем, что реакция самолета на действия рулями оказывается в штопоре значительно более замедленной, а рули требуется отклонять весьма резко и на большую величину — часто на полный ход (от упора до упора). Действие рулей в условиях вращения в принципе отлично от действия их без вращения. Рули сообщают самолету момент количества движения в неподвижном пространстве и потому при вращении действие рулей в определенном направлении оказывается кратковременным, а через полупериод — даже обратным. Поэтому наличие больших угловых скоростей вызывает существенные изменения всех основных характеристик управляемости самолета. У сверхзвуковых самолетов, как правило, действие элеронов в штопоре оказывается противоположным тому, что имеет место на обычных режимах полета, а отклонение элеронов часто оказывает решающее влияние на характер штопора. Способы прекращения штопора сами по себе являются в известной степени прямо противоположными тем привычным естественным способам, которые применяются на всех остальных режимах полета. Так, например, рассматривая только положение самолета в пространстве, можно провести некоторую условную (формальную) аналогию между штопором и пикированием — в обоих случаях пространственное положение самолета одинаково (нос опущен). Однако для вывода самолета из пикирования требуется отклонять ручку управления на себя, а для вывода из штопора — от себя, так как сущность (физическая картина) явления оказывается в обоих случаях принципиально различной. Ко всему сказанному следует добавить, что в штопоре ощущения и возможность пространственной ориентировки летчика кардинально отличаются от того, что наблюдается в обычных эксплуатационных режимах полета

(влияние угловых скоростей и перегрузок, необычное и быстро изменяющееся пространственное положение самолета, отсутствие видимости или видимость только части линии горизонта и т. п.). Известны случаи, когда летчики, при непроизвольном попадании самолета в штопор в облаках, не замечали ни изменения скорости, ни положения кажущейся вертикали (определяемой отношением n_x/n_y), ни перегрузки. Они считали, что вышел из строя компас. Значительное усложнение условий работы и ориентировки в штопоре требует от летчика собранности, четкости действий, а иногда и большой затраты физических сил для выполнения необходимых при выводе самолета из штопора точных действий рулями.

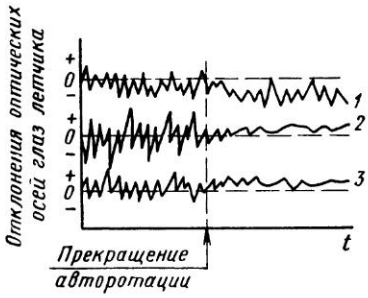


Рис. 7.1. Офтальмограмма, характеризующая изменения направления взгляда летчика в штопоре:

1—по крену (+вправо, —влево); *2*—по курсу (+влево, —вправо); *3*—по тангажу (+вверх, —вниз)

Распределение внимания летчика в штопоре, когда он старается определить характер движения и изменения пространственного положения самолета, наблюдая за внешними ориентирами (землей, горизонтом, облаками), можно проиллюстрировать на примере перемещения оптических осей его глаз, т. е. изменения направления взгляда летчика. Перемещения оптических осей глаз летчика в полете определяются по кинограммам, снимаемым с помощью специальных оптических устройств типа очков (с применением перископов), регистрирующих изменения положения зрачков. На рис. 7.1 показана полученная таким образом офтальмограмма, характеризующая изменения направления взгляда летчика по горизонтали (по курсу), в направлении плоскости симметрии самолета (по тангажу) и в поперечном направлении (по крену).

Офтальмограмма была получена у мало тренированного летчика в период с момента начала отклонений органов управления на вывод из штопора и до момента начала выхода самолета из пикирования. Из графика, в частности, видно, что отслеживающая способность глаз летчика при наблюдении за движением крена в процессе развития режима постепенно ухудшается. По окончании авторотации самолета в рассматриваемом случае некоторое время имело место даже обращение действия вестибулярных сигналов: летчику, по-видимому, казалось, что самолет начал крениться в противоположную сторону, и он переместил свой взгляд, хотя в действительности в это время угловая скорость и угол крена самолета были уже практически нулевыми. Самые большие перемещения оптических осей глаз летчика в указанном режиме штопора наблюдались в курсовом направле-

нии (по горизонтали). По мере увеличения тренировки летчика в таких режимах уменьшаются амплитуды и частоты изменений направления взгляда летчика, а также исчезает неправильное (обращенное) восприятие им характера движения крена. У хорошо тренированного летчика на выводе из штопора в основном взгляд перемещается в продольном направлении (в направлении движения тангажа).

При проведении летных испытаний на штопор обычно применяется так называемый классический метод ввода самолета в штопор: летчик отклоняет ручку на себя до выхода самолета на околокритические или близкие к ним углы атаки, затем резко доводит ее на себя с одновременным отклонением руля направления в сторону ожидаемого направления вращения самолета. Летная практика показывает, что применение этого метода может в некоторых случаях приводить к результатам, заметно отличающимся от имеющих место при непроизвольном сваливании и попадании самолета в штопор в процессе резкого маневрирования в реальных условиях. Иными словами, характеристики сваливания, развитие движения от начала сваливания до появления авторотации, характеристики штопора и выхода из него могут существенно изменяться в зависимости от исходного движения самолета. Это следует учитывать при разработке рекомендаций по методам вывода самолета из штопора.

При изучении штопора следует уделять самое серьезное внимание методам предотвращения попадания самолета в эти опасные режимы.

Если возникло сваливание, то летчик должен начинать выводить самолет из этого режима немедленно после того, как понял, что произошло. Под влиянием фактора неожиданности и возможной беспорядочности движения самолета после входа в сваливание мало тренированный летчик может реагировать с заметным запаздыванием и недостаточно четко действовать рычагами управления. С учетом этого и вырабатываются рекомендации по методам вывода самолета из таких режимов. Если, однако, ни предотвратить сваливание, ни вывести самолет из сваливания летчику не удалось и возник штопор, то и в этом случае требуется начинать вывод самолета с минимальным запаздыванием, т. е. как только летчик понял, в каком режиме он находится.

Рекомендации по методам пилотирования для вывода самолета из этих режимов составляются с учетом реально возможного запаздывания реакции летчика (в расчете на летчика средней квалификации). С точки зрения летчика средней квалификации простота методики вывода самолета из этих режимов имеет решающее значение. Поэтому каждая рекомендация тщательно продумывается и всесторонне обосновывается. В рекомендуемые методы вывода включаются только те действия летчика, без ко-

торых выход самолета на эксплуатационные режимы просто невозможен.

Вывод самолета из штопора по существу состоит из трех этапов (см. рис. 6. 1):

а) первый и основной этап — собственно вывод из штопора, т. е. прекращение самовращения самолета;

б) второй этап — пикирование (уже на докритических углах атаки) для увеличения скорости полета с целью обеспечения возможности безопасного дальнейшего маневрирования самолета;

в) третий этап — вывод самолета из пикирования и перевод его в режим прямолинейного горизонтального полета со скоростью, равной или превышающей эволютивную.

Однако обычно под термином «метод вывода из штопора» понимают метод пилотирования, обеспечивающий надежное прекращение самовращения самолета и являющийся по существу лишь первым этапом вывода самолета из штопора. Сохраняя общепринятую терминологию, рассмотрим методы пилотирования самолета на первом этапе вывода из штопора, называя их «методами вывода». О последующих двух этапах вывода из штопора речь будет идти ниже. В дальнейшем будем широко использовать два термина, относящихся к одному и тому же явлению: «вывод» и «выход» из штопора. Первый из них будем применять по отношению к действиям летчика (он выводит самолет из штопора), второй — к описанию движения самого самолета в соответствующих условиях (самолет выходит из штопора). В известном смысле оба эти термина взаимозаменяемы.

Первый и наиболее сложный этап вывода из штопора считается законченным, когда среднее значение угла атаки самолета оказывается докритическим, что приводит к прекращению самовращения самолета.

7. 2. ВЛИЯНИЕ ОТКЛОНЕНИЯ ЭЛЕРОНОВ

7. 2. 1. Физическая картина влияния отклонения элеронов

Характеристики самовращения самолета зависят от положения элеронов в штопоре. При отклонении элеронов в штопоре возникают аэродинамические моменты крена $M_{x_э} = M_x^{\delta_э}\Delta\delta_э$ и рыскания $M_{y_э} = M_y^{\delta_э}\Delta\delta_э$. Появление момента относительно продольной оси самолета при отклонении элеронов обусловлено изменением коэффициентов нормальной аэродинамической силы правой и левой половин крыла, относительно нормальной его оси — различным изменением коэффициентов касательной аэродинамической силы на правой и левой половинах крыла. Отклонения элеронов вверх и вниз по-разному изменяют касательную аэродинамическую силу. Это различие существенно

зависит от угла атаки самолета. Для наглядности рассмотрим следующий пример.

Полагая, что подъемная сила элерона действует по нормам к его поверхности (ее коэффициент $C_{y\,э}$), легко показать, что на малых и больших углах атаки касательные аэродинамические силы, создаваемые отклонением элеронов, приводят к появлению существенно различающихся моментов рыскания (рис. 7. 2).

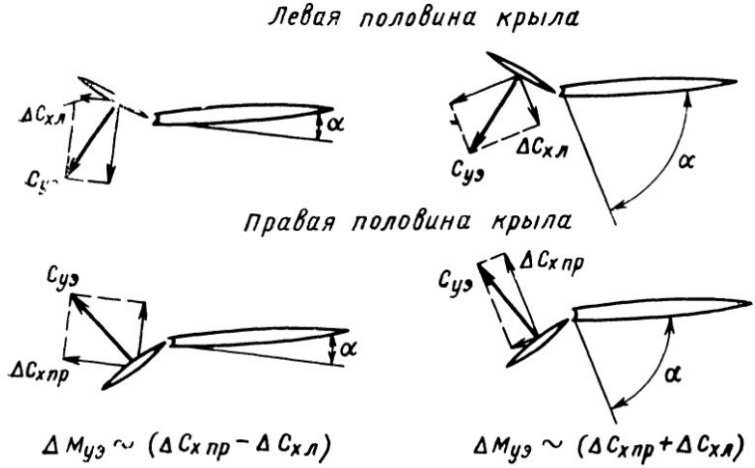


Рис. 7. 2. Схема, иллюстрирующая изменения знака создаваемого элеронами момента рыскания в зависимости от величины угла атаки

В рассматриваемом примере правый элерон отклонен вниз, а левый — вверх, что соответствует отклонению ручки управления влево (кренение на левое крыло). При этом на малых углах атаки момент рыскания, создаваемый касательными аэродинамическими силами, обусловленными отклонением элеронов ($M_{y\,э}$), определяется разностью этих сил на правой и левой половине крыла. Этот момент $M_{y\,э}$ пропорционален разности изменений коэффициентов лобового сопротивления на правом ($\Delta C_{x\,пр}$) и левом ($\Delta C_{x\,л}$) элеронах, так как обе эти величины оказываются направленными в одну сторону (обратно направлению поточной оси Ox). В таком случае величина $M_{y\,э}$ оказывается сравнительно небольшой и перекрывается величиной аэродинамического восстанавливающего момента рыскания $M_{y\beta} = M_y^{\beta}\beta$, обусловленного возникающим при кренении самолета скольжения. Результирующий момент рыскания $(M_{y\,э} - M_{y\beta})$ оказывается раскручивающим, так как он способствует повороту носа самолета в сторону вращения (в сторону опускающейся половины крыла). А это, в свою очередь, способствует кренению самолета, так как уменьшает препятствующий кренению восстанавливающий аэро-

динамический момент крена $M_{x\beta}=M_x^{\beta}\beta$ (уменьшая скольжение).

При больших углах атаки величина $M_{y\,э}$ оказывается сравнительно большой (она пропорциональна сумме величин $\Delta C_{x\,пр}$ и $\Delta C_{x\,л}$, см. рис. 7.2). А момент $M_{y\beta}$ на таких углах атаки может значительно уменьшиться из-за падения степени путевой статической устойчивости самолета или даже изменить свой знак. Это способствует появлению тормозящих моментов рыскания,

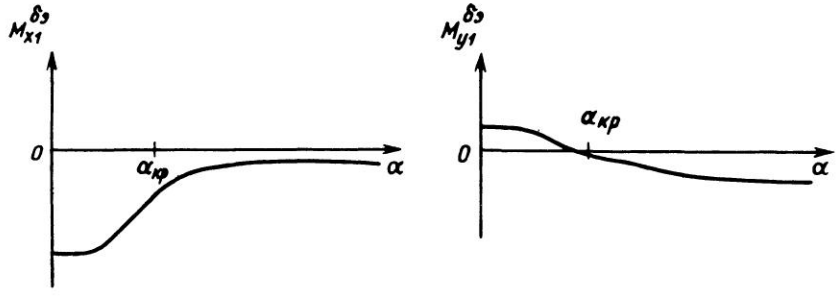


Рис. 7.3. График зависимостей $M_{x1}^{\delta э}=f_1(\alpha)$ и $M_{y1}^{\delta э}=f_2(\alpha)$

препятствующих кренению самолета. В штопоре это тормозит развитие момента авторотации самолета. Поэтому аэродинамический момент $M_{y\,э}$, возникающий при отклонении элеронов по штопору, обычно стремится прекратить вращение самолета относительно его нормальной оси Oy_1. При отклонении элеронов против штопора в большинстве случаев появляется момент $M_{y\,э}$, направленный на усиление вращения самолета относительно оси Oy_1. Момент крена, создаваемый отклонением элеронов ($M_{x\,э}$), при отклонении их по штопору оказывается обычно направленным на усиление вращения самолета относительно его продольной оси Ox_1. Отклонение элеронов против штопора создает момент $M_{x\,э}$, препятствующий вращению.

Приведенные рассуждения подтверждаются, в частности, экспериментальными данными (рис. 7.3), полученными для сверхзвукового самолета. На графике, изображенном на рис. 7.3, показан характер протекания производных аэродинамических моментов (в связанной системе координат) крена $M_{x1}^{\delta э}$ и рыскания $M_{y1}^{\delta э}$ по углу отклонения элеронов в зависимости от угла атаки самолета. Из графика видно, что производная $M_{x1}^{\delta э}$ не меняет своего знака при переходе к закритическим углам атаки, тогда как знак производной $M_{y1}^{\delta э}$ уже при околокритических углах атаки изменяется на противоположный.

Таким образом, если рассматриваемый самолет находится, например, в левом нормальном штопоре, имеет место следующая картина.

При отклонении элеронов по штопору ($\Delta\delta_э > 0$) возникают моменты крена $M_{xэ} = M_{x1}^{\delta_э}\Delta\delta_э < 0 \left(M_{x1}^{\delta_э} < 0\right)$ и рыскания $M_{yэ} = M_{y1}^{\delta_э}\Delta\delta_э < 0$ (в штопоре $M_{y1}^{\delta_э} < 0$), стремящиеся создать крен на левое крыло и повернуть нос самолета вправо (иными словами, момент крена, способствующий усилению вращения самолета в левом штопоре, и момент рыскания, препятствующий вращению самолета влево).

В общем случае моменты $M_{xэ}$ и $M_{yэ}$ в своей совокупности на самолетах разных типов могут влиять на штопор (а следовательно, и на выход самолета из штопора) по-разному. Это объясняется тем, что при отклонении элеронов изменяются аэродинамические моменты крыла, которые в зависимости от величины и направления остальных моментов, действующих на самолет в штопоре, могут различно влиять на режим штопора и характеристики выхода из него. В большинстве случаев отклонение элеронов в штопоре и на выходе из него оказывает весьма существенное влияние на характер режима, что объясняется главным образом изменением скольжения под действием отклоненных элеронов.

7. 2. 2. Отклонение элеронов в нормальном штопоре

Влияние отклонения элеронов на штопор у сверхзвуковых самолетов заметно возросло по сравнению с дозвуковыми самолетами. У сверхзвуковых самолетов, имеющих крыло сравнительно небольшого удлинения, отклонение элеронов по штопору обычно делает режим нормального штопора менее устойчивым, уменьшает абсолютные величины средних угловых скоростей, приводит к увеличению колебаний самолета (особенно продольных и поперечных), увеличивает неравномерность вращения и может даже приводит к непроизвольному изменению направления вращения самолета; при этом возможно возникновение периодических остановок самолета, кренение его в сторону, противоположную направлению вращения, и т. п. Отклонение элеронов против штопора в режиме нормального штопора обычно приводит к возникновению более устойчивого, более равномерного штопора с меньшими колебаниями самолета, протекающего в некоторых случаях при больших средних углах атаки; иногда отклонение элеронов против штопора вызывает переход самолета из нормального в перевернутый штопор. В отдельных случаях отклонение элеронов против штопора проявляется весьма слабо или практически вообще не влияет на штопор.

Рассмотрим подробнее влияние отклонения элеронов в нормальном штопоре на характеристики последнего на ряде при-

меров для сверхзвуковых самолетов. Начнем со штопоров, полученных после сваливания с начальных высот порядка $H_0 = 10 \div 12$ км. На рис. 7.4 и 7.5 для сравнения показаны характеристики левых нормальных штопоров с нейтральным положением элеронов и с отклонением элеронов по штопору. Из рис. 7.5

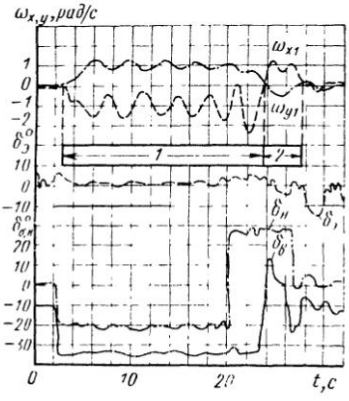


Рис. 7.4. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при выполнении левого нормального штопора ($t \approx 3 \div 24$ с) с $H_0 = 11$ км при нейтральном положении элеронов:

1—левый нормальный штопор; *2*—правый нормальный штопор

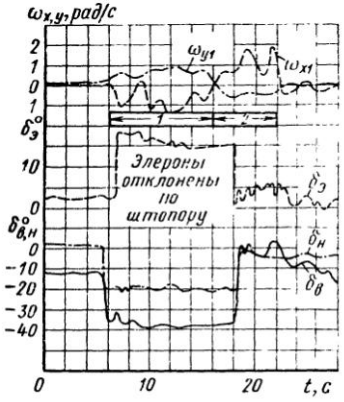


Рис. 7.5. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при выполнении левого нормального штопора ($t \approx 6 \div 22$ с) с $H_0 = 11$ км при отклоненных по штопору элеронах:

1—левый нормальный штопор; *2*—правый нормальный штопор

видно, что летчик отклонил элероны по штопору сразу же после сваливания на величину $\Delta\delta_э \approx 15^\circ \div 17^\circ$ и удерживал их в этом положении до начала вывода самолета из штопора. Примерно через 10 с после начала штопора ($t \approx 16$ с, см. рис. 7.5) вращение самолета прекратилось, а затем он самопроизвольно перешел из левого в правый нормальный штопор, продолжавшийся при отклоненном по левому штопору (т. е. против правого штопора) руле направления. Влияние отклонения элеронов против штопора на характеристики левого нормального штопора показано на рис. 7.6. В этом случае элероны были отклонены на $\Delta\delta_э \approx 5^\circ \div 8^\circ$, что привело к некоторому возрастанию средней величины угловой скорости рыскания.

Отклонение элеронов по штопору в правом нормальном штопоре на величину $\Delta\delta_э \approx 12^\circ$ показано на рис. 7.7. Из графика видно, что в течение примерно первых семи секунд после отклонения элеронов имел место весьма неравномерный режим правого штопора, а затем самолет самопроизвольно перешел в левый нормальный штопор. Последний оказался более устойчивым

и равномерным, протекал с меньшими колебаниями, чем левый нормальный штопор того же самолета при нейтральных элеронах

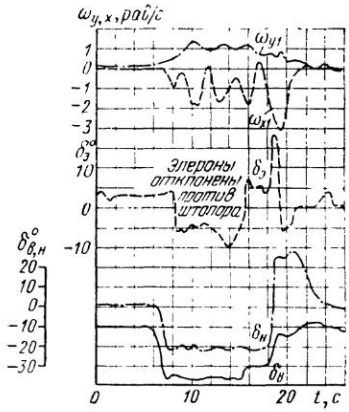


Рис. 7.6. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при выполнении левого нормального штопора ($t \approx 7 \div 21$ с) с $H_0 = 11$ км при отклоненных против штопора элеронах

(см. рис. 7.4). Когда на том же самолете в подобном режиме правого нормального штопора летчик отклонил элероны по штопору на величину $\Delta\delta_э \approx 8° \div 10°$, такое отклонение элеронов уже

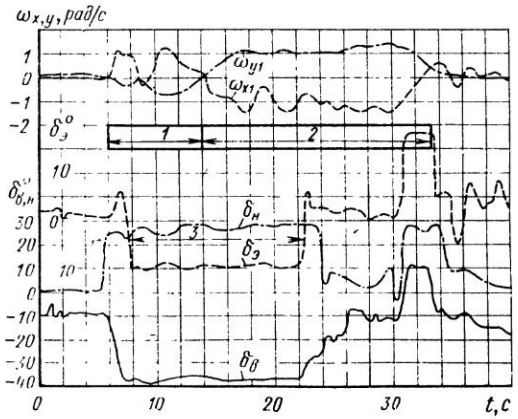


Рис. 7.7. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при отклонении элеронов по штопору в исходном режиме правого нормального штопора ($t = 6 \div 14$ с) с $H_0 = 11$ км

не изменило так характер штопора, как в предыдущем примере. Штопор оставался нормальным правым, но протекал с большими колебаниями самолета.

7. 2. 3. Отклонение элеронов в перевернутом штопоре

Влияние отклонения элеронов может оказываться также весьма существенным и в перевернутом штопоре. Обычно у сверхзвуковых самолетов отклонение элеронов по штопору в режиме перевернутого штопора так же, как и в нормальном штопоре, приводит к увеличению неравномерности движения и колебаний самолета, уменьшению устойчивости его движения в режиме. Оно может приводить также к остановкам или изменению направления вращения самолета, а иногда даже к переходу самолета из перевернутого в нормальный штопор. Отклонение элеронов против штопора в режиме перевернутого штопора, как правило, вызывает уменьшение колебаний самолета, появление более равномерного вращения, переход на меньшие по абсолютной величине средние углы атаки, т. е. опускание носа самолета в положении «на спине», что иногда может даже приводить к переходу самолета в режим нормального штопора.

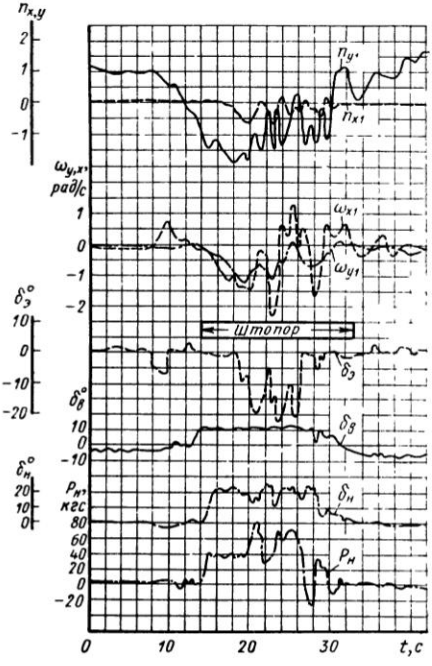


Рис. 7. 8. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при отклонении элеронов по штопору ($t=19\div 26{,}5$ с) в правом перевернутом штопоре с $H_0=11$ км

На рис. 7.8 приведен пример, иллюстрирующий влияние отклонения элеронов по штопору на правый перевернутый штопор. Отклонение элеронов в режиме было произведено в среднем на величину $\Delta\delta_э \approx 20°$. Из графика видно, что такое отклонение элеронов привело к появлению режима неравномерного малоустойчивого штопора. Отклонение элеронов по штопору на величину $\Delta\delta_э \approx 8°$ в процессе ввода самолета из положения «на спине» в левый перевернутый штопор показано на рис. 7.9. Из приведенного примера видно, что такое отклонение элеронов привело к переходу самолета в левый нормальный штопор. Этот нормальный штопор протекал при отклоненных по перевернутому штопору рулях. На рис. 7.10 показан пример отклонения элеронов против штопора на величину $\Delta\delta_э \approx 14°\div 18°$ в режиме левого перевернутого штопора. В этом случае отклонение элеронов привело к тому, что самолет

опустил нос (уменьшил отрицательный угол атаки) и стал вращаться практически в вертикальном положении с большой угловой скоростью крена ($\Delta t \approx 27 \div 33$ с, $\omega_{x\,ср} \approx 2{,}8$ рад/с, $|\omega_{y\,ср}| \approx \approx 0{,}1$ рад/с).

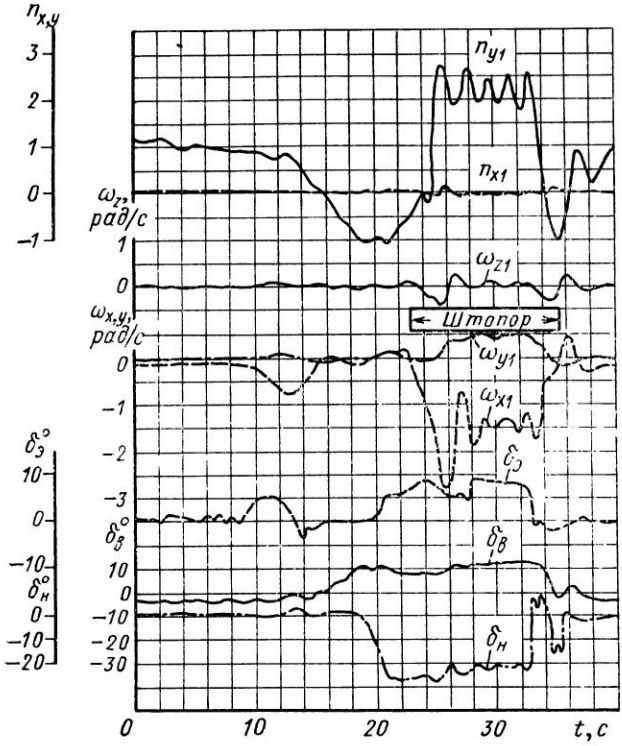


Рис. 7.9 Полетные записи приборов-самописцев, полученные при попытке ввода самолета в левый перевернутый штопор с $H_0 = 11$ км при отклонении элеронов по штопору ($t = 23 \div 33$ с)

Приведенные экспериментальные (полетные) материалы подтверждают тот факт, что как в нормальном, так и в перевернутом штопоре влияние отклонения элеронов на характеристики режима весьма существенно зависит от величины угла их отклонения и практически не зависит от того, через какой промежуток времени после начала режима штопора они были отклонены. Отклонение элеронов влияет практически одинаково на характеристики правых и левых штопоров.

7. 2. 4. Влияние отклонения элеронов на больших высотах

Влияние отклонения элеронов на штопор в большой степени зависит от высоты полета. На больших высотах отклонение элеронов качественно влияет так же, как и на малых, од-

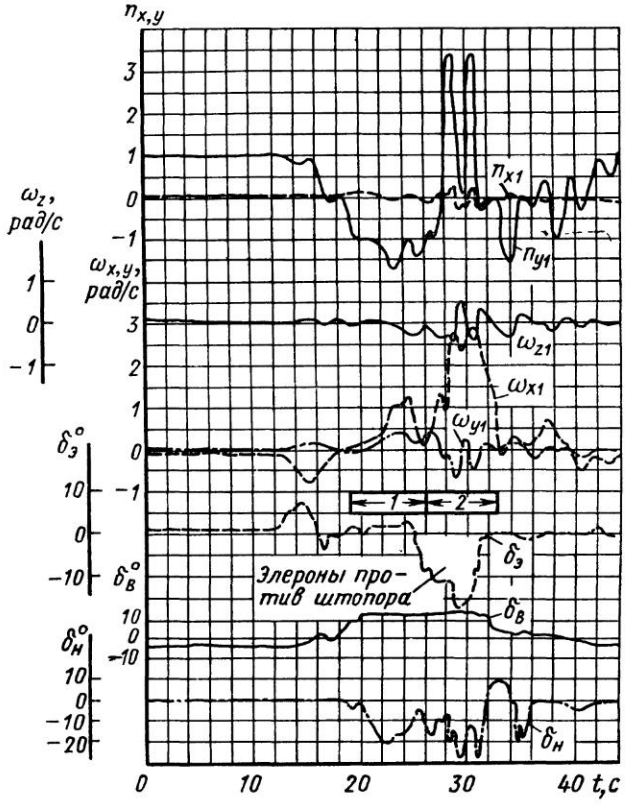


Рис. 7. 10. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при отклонении элеронов против штопора (t=25÷31 с) в левом перевернутом штопоре с H_0=11 км:

1—левый перевернутый штопор; *2*—правый нормальный штопор

нако проявляется это влияние обычно заметно сильнее: отклонение элеронов по штопору в режиме нормального штопора вызывает бóльшие колебания самолета, бóльшую неравномерность вращения, усиливает тенденцию к изменению направления вращения самолета и т. д. Иногда отклонение элеронов в штопоре на больших высотах приводит к тому, что самолет некоторое

время «идет за элеронами» (т. е. действие их оказывается прямым, как в обычных эксплуатационных режимах полета), что еще более усиливает неравномерность режима и может усугублять тенденцию к переходу в штопор другого направления или даже в перевернутый штопор. Последнее объясняется выходами самолета в таком штопоре на докритические углы атаки, при которых восстанавливается прямое (обычное для нормальных эксплуатационных режимов полета) действие элеронов.

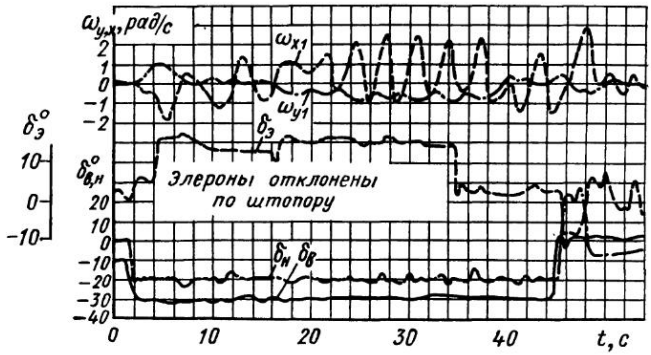


Рис. 7.11. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при выполнении левого нормального штопора с $H_0 = 18{,}5$ км с отклоненными по штопору элеронами ($t = 4 \div 35$ с)

Рассмотрим несколько примеров, иллюстрирующих влияние отклонения элеронов на штопор после сваливания с больших высот. Пример отклонения элеронов по штопору в режиме левого нормального штопора, начавшегося на высоте $H_0 \approx 18{,}5$ км, приведен на рис. 7.11. В начальный момент после отклонения элеронов ($t \approx 4{,}5$ с на графике) наблюдается сходная с обычной реакция самолета на такое их отклонение. Затем начался весьма неустойчивый левый штопор, происходящий в виде падения листом по спиралеобразной траектории с большими колебаниями самолета. С момента $t \approx 16$ с самолет самопроизвольно перешел в правый нормальный штопор, протекавший с еще бóльшими продольными и поперечными колебаниями самолета. Установка элеронов в исходное балансировочное положение ($t \approx 35$ с) вызвала переход самолета снова в левый нормальный штопор, который также протекал в виде падения листом. Отклонение элеронов против штопора в левом нормальном штопоре, возникшем также на начальной высоте $H_0 \approx 18{,}5$ км, приводило к появлению сравнительно равномерного устойчивого штопора. На том же самолете в аналогичных условиях отклонение элеронов по штопору в правом нормальном штопоре, начавшемся на высоте $H_0 \approx 18{,}5$ км, вызывало появление весьма неустойчивого штопора, протекающего в виде падения листом по спиралеобразной

траектории с очень большими колебаниями самолета. При этом временами углы крена достигали 180°, т. е. самолет оказывался в положении «на спине». Отклонение элеронов против штопора в режиме правого нормального штопора, начавшегося с высоты $H_0 \approx 18{,}5$ км, иллюстрируется примером, приведенным на рис. 7. 12.

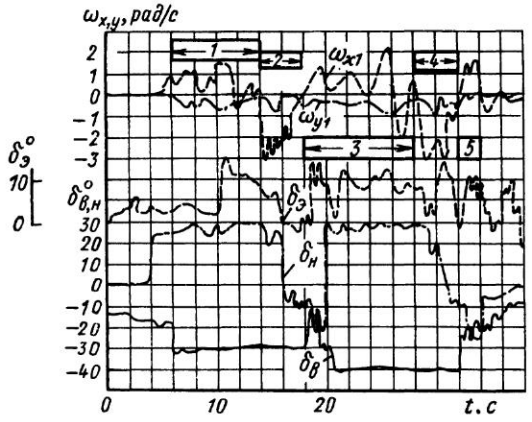


Рис. 7. 12. Полетные записи приборов-самописцев, полученные при выполнении правого нормального штопора (исходный режим) с $H_0 = 18{,}5$ км при отклоненных против штопора элеронах ($t = 10 \div 16$ и $19 \div 29$ с):

1—правый нормальный штопор; *2*—правый перевернутый штопор; *3*—правый нормальный штопор; *4*—правый перевернутый штопор; *5*—правый нормальный штопор

Отклонение элеронов в рассматриваемом случае привело к тому, что самолет вначале реагировал так, как это наблюдается на всех эксплуатационных режимах полета ($t \approx 11$ с). Затем опустил нос и перевернулся «на спину» — вошел в перевернутый штопор при отклоненных по нормальному штопору рулях. Перевернутый штопор продолжался около 4 с ($t \approx 14 \div 18$ с). Установка элеронов и руля направления в нейтральное положение привела к возвращению самолета в правый нормальный штопор. После этого руль направления снова был отклонен по штопору, а элероны — против штопора. Из графика видно, что это привело к повторению описанного выше явления — самолет снова перешел из нормального в перевернутый штопор ($t \approx 28$ с).

На самолетах с бесбустерным путевым управлением отклонение элеронов в штопоре может приводить к значительному изменению усилий на педалях под влиянием изменения скольжения. Усилия на педалях могут изменяться в виде пульсаций с большими и резкими периодическими изменениями шарнирного мо-

мента руля направления, обусловленными срывами потока с вертикального оперения. Это, в частности, может препятствовать удерживанию педалей в требуемом неизменном положении — полностью по штопору.

Из изложенного видно, что действие элеронов при штопоре сверхзвукового самолета проявляется весьма разнообразно и обычно довольно сильно. Учитывая такое разнообразное и часто весьма сильное влияние отклонения элеронов на штопор, летчик должен всегда стремиться по возможности удерживать элероны в режиме и на выводе из него (кроме случая вывода методом № 4Н, см. рис. 7. 13) в исходном балансировочном положении (при небольших дозвуковых скоростях полета это обычно бывает равно или весьма близко к нейтральному положению), особенно на больших высотах.

7. 3. ВЫВОД ИЗ НОРМАЛЬНОГО ШТОПОРА

Поскольку штопор может существовать только на закритических углах атаки, то для вывода самолета из штопора необходимо уменьшать угол атаки — переводить самолет на докритические углы атаки, на которых авторотация прекращается. Это и является основной задачей вывода самолета из штопора.

В первое время после того как была раскрыта физическая картина штопора, предлагались методы вывода самолета из штопора, представляющие собой попытки только непосредственного уменьшения угла атаки соответствующим отклонением руля высоты. В некоторых случаях это оказывалось эффективным — если при этом абсолютные величины создаваемых отклонением руля высоты управляющих аэродинамических моментов тангажа $M_{z\,а}$ превышали по абсолютной величине инерционные моменты тангажа $M_{z\,ин}$ (см. рис. 3. 6).

Однако в большинстве случаев при пользовании таким методом пилотирования самолет все-таки из штопора не выходил, даже при полном отклонении руля высоты на вывод. Штопор при этом становился более крутым, но не прекращался. Обусловлено это было тем, что абсолютные величины $|M_{z\,ин}|$ оказывались больше $|M_{z\,а}|$. Последнее могло иметь место, в частности, при задней центровке самолета (см. рис. 3. 7).

По мере развития самолетов возрастала их массовая плотность, что приводило к увеличению моментов инерции самолета. Увеличивались инерционные моменты тангажа $|M_{z\,ин}|$ и, следовательно, требовалось создание бóльших величин $|M_{z\,а}|$ для вывода самолета из штопора. Стало ясным, что одним только отклонением руля высоты создавать такие большие управляющие аэродинамические моменты, как правило, невозможно. Тогда пошли по другому пути — начались попытки уменьшения величин $|M_{z\,ин}|$.

Исследования показали, что для облегчения (а иногда даже обеспечения возможности) вывода самолета из штопора следует предварительно уменьшить угловую скорость его вращения, для чего требуется создавать внутреннее скольжение. Это осуществляется, в частности, отклонением руля направления против штопора. В результате появилась первая научно обоснованная методика вывода самолета из штопора, согласно которой требовалось вначале отклонять руль направления против штопора, а затем (с некоторой задержкой, необходимой для того, чтобы созданное отклонением руля направления внутреннее скольжение успело уменьшить угловую скорость авторотации самолета) и руль высоты — также против штопора. Это был так называемый стандартный метод вывода из штопора. Однако для современных самолетов, отличающихся значительным многообразием режимов штопора, одного только стандартного метода вывода оказалось уже недостаточно [15].

В принципе при выводе самолета из штопора основной задачей является передача полученного самолетом момента количества движения воздушной среде наиболее простым способом.

Создание моментов рыскания, вызывающих появление внутреннего скольжения, является мощным средством прекращения (или по крайней мере значительного замедления) авторотации. Характеристики выхода самолета из штопора в основном зависят от возможностей создания требуемых аэродинамических моментов рыскания и тангажа и их соотношения с соответствующими инерционными моментами. В настоящее время существует четыре основных метода вывода самолетов из нормального штопора (прекращения самовращения), схематически представленных на рис. 7.13 (буква «Н» означает — для нормального штопора):

1) метод № 1Н — вывод из штопора одновременной установкой руля высоты (управляемого стабилизатора) и руля направления в нейтральное положение при нейтральном положении элеронов;

2) метод № 2Н — вывод из штопора отклонением руля направления полностью против штопора с последующим (через 2÷4 с) отклонением руля высоты в нейтральное положение при нейтральном положении элеронов;

3) метод № 3Н — вывод из штопора отклонением руля направления полностью против штопора, а через 3÷6 с и руля высоты полностью против штопора при нейтральном положении элеронов;

4) метод № 4Н — вывод из штопора такой же, как и по методу № 3Н, но при этом одновременно с отклонением руля направления отклоняются и элероны по возможности полностью на вывод, что у сверхзвуковых самолетов, как правило, соответствует отклонению их по штопору.

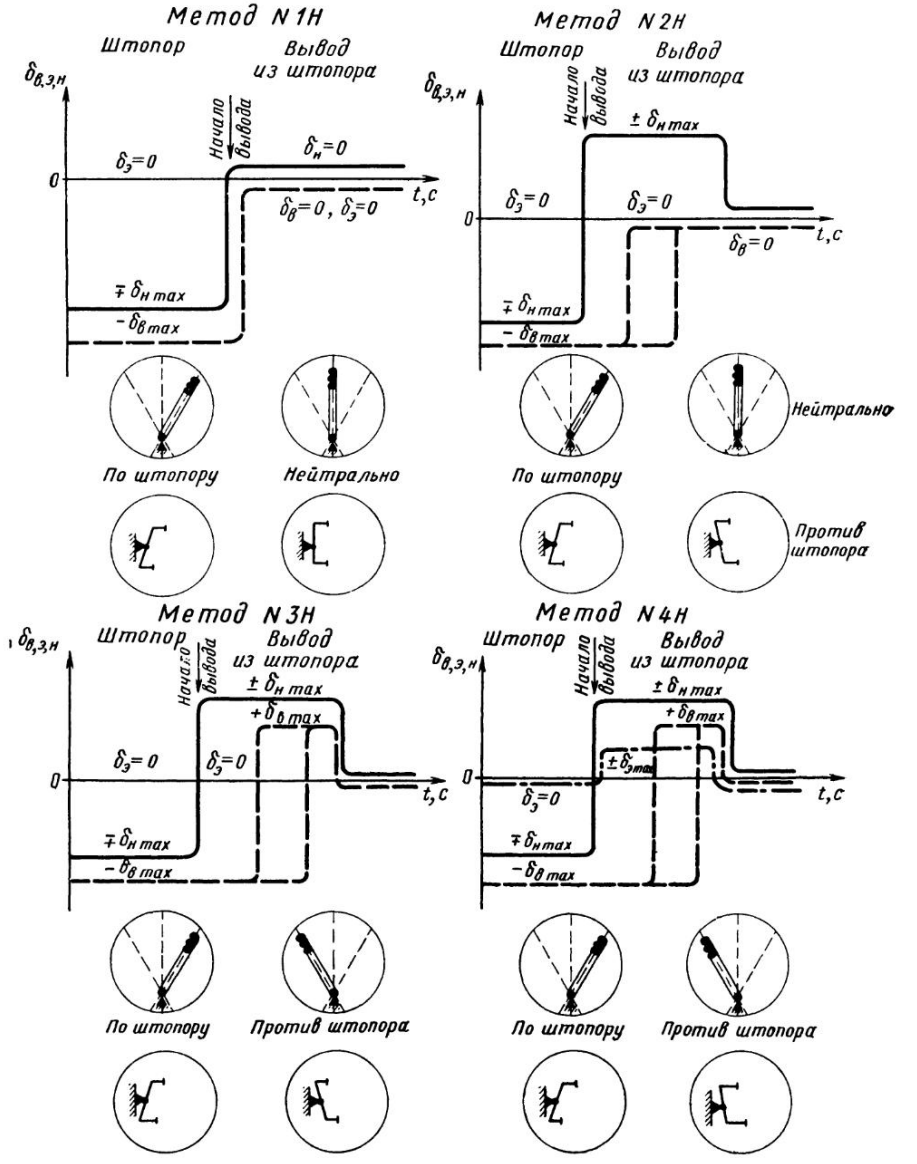


Рис. 7.13. Схематическое изображение отклонений рычагов управления и рулей при четырех методах вывода самолета из нормального штопора

Нумерация методов вывода самолетов из нормального штопора ведется по мере возрастания их «силы», т. е. эффективности (величины создаваемых рулями аэродинамических моментов на вывод самолета из штопора). Наиболее «сильным» (эффективным) является метод № 4Н.

Метод № 1Н рекомендуется применять для вывода самолетов из неустойчивого нормального штопора, метод № 2Н — из малоустойчивого колебательного, метод № 3Н — из устойчивого равномерного, и наконец, метод № 4Н — из очень устойчивого (интенсивного) равномерного нормального штопора, протекающего при весьма больших средних углах атаки самолета (см. рис. 4. 2). Эти методы, как правило, позволяют быстрее (с минимальной потерей времени и высоты на выводе) и надежнее выводить самолеты из всех режимов нормального штопора. Примеры вывода сверхзвуковых самолетов из нормального штопора с помощью четырех указанных методов приведены соответственно на рис. 4. 4 (метод вывода № 1Н), 4. 6 (метод вывода № 2Н), 4. 7 (метод вывода № 3Н) и 4. 8 (метод вывода № 4Н — начало вывода $t \approx 66{,}5$ с).

При попадании самолета в штопор обычно требуется устанавливать рули полностью по штопору. Обусловлено это тем, что наибольший эффект от действия рулей при выводе самолета из штопора получается при отклонении рулей из положения по штопору. В этом случае можно получать наибольший перепад в отклонениях рулей — от одного упора до другого. Кроме того, при этом возможно также использование динамического («ударного») эффекта при резком отклонении рулей из одного крайнего их положения в другое. Такое максимальное использование всех возможностей рулей для вывода необходимо лишь при попадании самолета в достаточно устойчивые режимы штопора. Однако ввиду того, что летчик заранее не знает, какой режим штопора возникнет, он должен, как правило, всегда сразу ставить в режиме рули полностью по штопору.

Наличие четырех методов вывода (впервые предложенных в 1960 г. [12]), разработанных в процессе специальных летных испытаний современных самолетов на штопор, вместо ранее рекомендовавшегося одного стандартного (в принятом обозначении это метод вывода № 3Н) значительно повышает надежность выхода самолетов из нормального штопора, а следовательно, повышает безопасность полета, хотя это и связано с некоторой дополнительной загрузкой внимания летчика. Опыт летных испытаний и массовой летной эксплуатации сверхзвуковых самолетов, а также отзывы многих летчиков (высококвалифицированных и средней квалификации) показывают, что указанное затруднение является значительно меньшим, чем это может показаться на первый взгляд, по следующей причине. Рассматриваемые четыре метода вывода отличаются один от другого лишь постепенным «усилением» (увеличением требуемых отклонений

рулей и интервалов между их отклонениями), тогда как принцип действий рулями по существу не меняется (лишь при пользовании методом № 4Н требуется отклонять еще и элероны).

Ограничиться применением только наиболее «сильных» (№ 3Н и 4Н) методов, как это иногда ошибочно предлагают с целью якобы упрощения работы летчика, нельзя. Обусловлено это следующими обстоятельствами. При рассмотрении вопросов штопора у дозвуковых самолетов, как правило, основное внимание уделялось обеспечению достаточной эффективности рулей для вывода самолета из штопора. Вызвано это было тем, что при попадании дозвукового самолета в штопор основной опасностью являлось то, что самолет мог не выйти из штопора из-за малой эффективности рулей на выводе (опасность «нехватки» рулей на выводе).

У сверхзвуковых самолетов требуемая эффективность рулей выбирается в основном из условий полета на больших числах М и для вывода самолета из штопора, как правило, она оказывается более чем достаточной. Поэтому на сверхзвуковых самолетах, как правило, необходимо следить за тем, чтобы не допустить создания чрезмерно больших аэродинамических моментов на вывод (опасность «передачи» рулей на выводе). Избыточные моменты на вывод могут только приводить к значительному ухудшению характеристик выхода (например, к чрезмерно крутому пикированию после прекращения самовращения самолета и связанному с этим возрастанию потери высоты на выводе и т. п.), либо даже к тому, что самолет может вообще не выйти из штопора (к переходу его из нормального штопора в перевернутый, из правого в левый и т. п.). В этих случаях следует применять только «слабые» (№ 1Н и 2Н) методы вывода.

Однако в некоторых случаях сверхзвуковые самолеты могут попадать в режимы устойчивого штопора с весьма интенсивным вращением самолета, для вывода из которых необходимо применять только «сильные» методы вывода. Значит в летной практике для вывода современных, как дозвуковых, так и сверхзвуковых самолетов из нормального штопора оказывается необходимым пользоваться как «слабыми», так и «сильными» методами вывода. При этом следует твердо помнить, что более «сильные» методы ни в коей мере не «перекрывают» и не могут заменить «слабые» методы вывода. Каждый метод вывода имеет свою область применения.

Выбор требуемого метода вывода самолета из штопора определяется только характером самого режима в момент принятия летчиком решения о начале вывода и не зависит от других параметров (например, высоты полета), которые могут быть использованы летчиком лишь в качестве вспомогательных источников информации для облегчения и ускорения правильного определения характера режима. Во всех случаях отклонения рулей на вывод должны быть по возможности более энергичны-

ми. Медленное, вялое отклонение рулей ухудшает характеристики выхода, а иногда просто приводит к тому, что самолет может не выйти из штопора.

В тех случаях, когда выход самолета из штопора особо затруднен, летчику следует внимательно выбирать момент начала вывода (момент начала отклонения первого руля на вывод). В качестве наиболее благоприятного момента начала вывода следует принимать такой, в который вращение самолета приостанавливается, либо начинается опускание носа самолета (в нормальном штопоре; аналогично для перевернутого штопора — подъем носа самолета) и т. п.

Интервал между отклонениями руля направления и руля высоты (управляемого стабилизатора) лучше отсчитывать в секундах, а не в витках, так как практика показывает, что даже небольшое изменение характера режима (например, некоторое замедление или ускорение вращения самолета) делает весьма затруднительным, а часто просто невозможным правильный (без очень грубых ошибок) отсчет витков, особенно при заметных изменениях пространственного положения самолета (при периодических попаданиях самолета в положение «на спине» и т. п.). Кроме того, применять понятие «виток штопора» нецелесообразно не только к выводу, но и при рассмотрении штопора. По существу понятие «виток штопора» мало о чем говорит летчику, а в неравномерных режимах штопора типа падения листом понятие «виток» вообще теряет смысл. Для летчика наиболее важными характеристиками являются продолжительность режима и потеря самолетом высоты за это время.

Отсчет в секундах всегда оказывается для летчика менее трудным и более надежным, а часто и единственно возможным способом определения требуемого интервала между отклонениями рулей на выводе и оценки запаздывания выхода. Отсчет этих величин в секундах производится обычно устно.

Помимо отсчета продолжительности режима в секундах, летчику следует следить за показаниями высотомера. Абсолютные величины высот полета бортовой высотометр показывает в штопоре с большими погрешностями. Они обусловлены частичным восприятием скоростного набора статическими отверстиями приемника воздушного давления на больших углах атаки, большими углами скольжения и угловыми скоростями вращения самолета. Однако перепад, т. е. разность высот (потерю высоты) в штопоре, этот бортовой визуальный прибор позволяет оценивать достаточно правильно. А потеря высоты является одной из важнейших для летчика характеристик режима, непосредственно связанных с условиями обеспечения безопасности полета (особенно при попадании самолета в штопор на сравнительно небольших высотах).

Летная практика показывает, что для сверхзвуковых самолетов чаще применяются первые два метода вывода. Если первая

попытка вывести самолет из штопора оказалась безуспешной и самовращение не прекратилось, летчик должен снова установить рули по штопору и через 2÷4 с повторить попытку вывода, но уже более «сильным» методом, так как в первом случае он, очевидно, применил недостаточно «сильный» метод (т. е. неправильно определил характер штопора).

7.4. ВЫВОД ИЗ ПЕРЕВЕРНУТОГО ШТОПОРА

Для вывода современных самолетов из перевернутого штопора существуют три основных метода вывода, впервые предложенных в 1960 г. [12], сущность которых заключается в следующем (рис. 7.14):

1) метод № 1П (буква «П» означает метод вывода из перевернутого штопора) для перевернутого штопора — вывод из штопора одновременной установкой руля высоты и руля направления в нейтральное положение при нейтральном положении элеронов;

2) метод № 2П для перевернутого штопора — вывод из штопора отклонением руля направления полностью против штопора с последующим (через 2÷4 с) отклонением руля высоты в нейтральное положение при нейтральном положении элеронов;

3) метод № 3П для перевернутого штопора — вывод из штопора отклонением руля направления полностью против штопора с последующим (через 2÷4 с) отклонением руля высоты также полностью против штопора при нейтральном положении элеронов.

Для вывода сверхзвуковых самолетов из перевернутого штопора чаще всего приходится пользоваться методом № 2П, так как при попадании их в перевернутый штопор более часто возникает устойчивый колебательный перевернутый штопор. Вообще же в перевернутый штопор самолеты попадают значительно реже, чем в нормальный.

Самолеты обычной схемы, как правило, выходят из перевернутого штопора легче, чем из нормального. Объясняется это меньшей интенсивностью самовращения самолета на отрицательных закритических углах атаки, большей эффективностью руля направления в перевернутом штопоре (благодаря меньшему затенению его спутной струей крыла, горизонтального оперения и фюзеляжа, а также уменьшению его эффективной стреловидности) и меньшими абсолютными величинами средних углов атаки самолета в перевернутом штопоре.

Однако, несмотря на все изложенное выше, перевернутый штопор для летчика является более трудным, чем нормальный. Обусловлено это необычным пространственным положением летчика в таком режиме: он висит на привязных ремнях вниз головой, а действующая на него отрицательная перегрузка ($n_{y1}<0$) отрывает его от сиденья. В таких условиях летчик может упу-

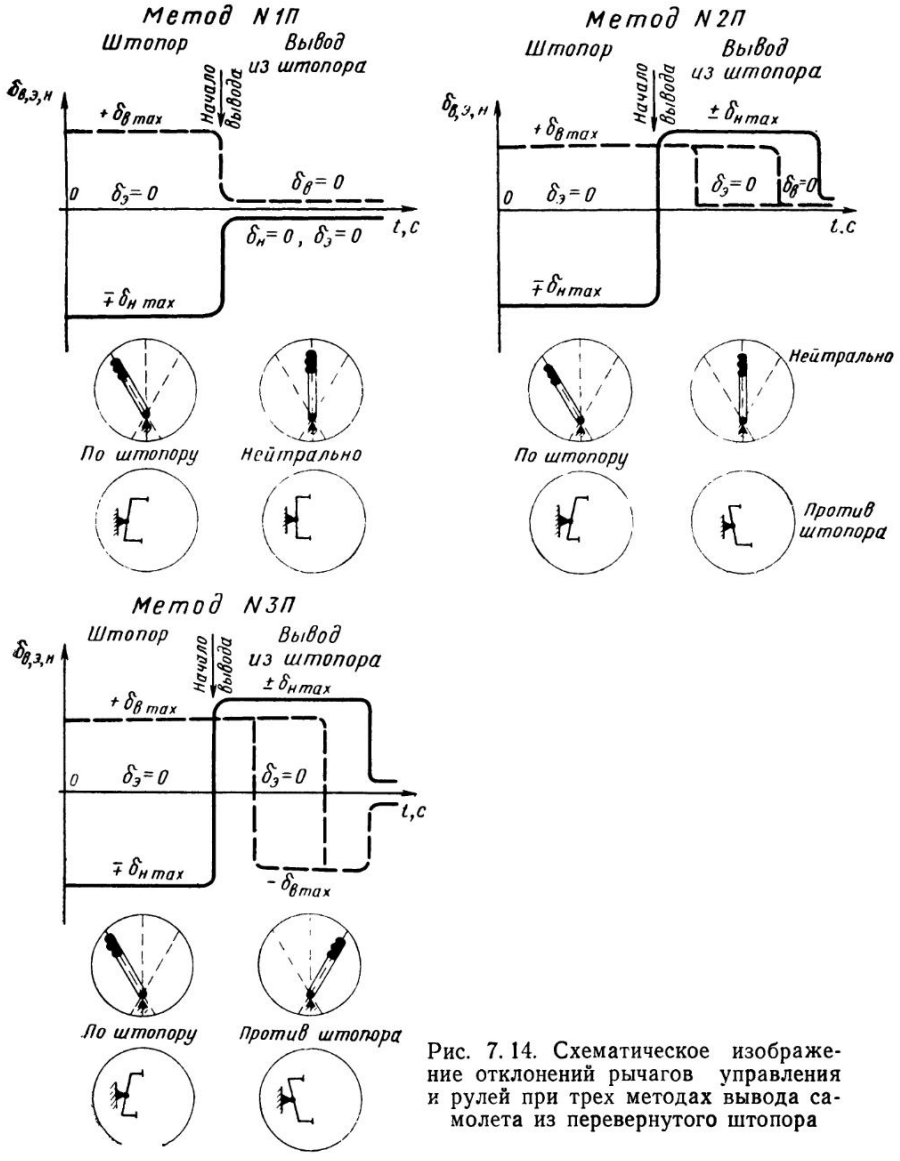


Рис. 7.14. Схематическое изображение отклонений рычагов управления и рулей при трех методах вывода самолета из перевернутого штопора

стить ручку управления и педали, особенно если он неплотно пристегнут к сиденью.

Ориентировка летчика в перевернутом штопоре еще более усложняется. При наличии значительных колебаний самолета летчику иногда бывает весьма трудно визуально определить, в каком штопоре он находится — нормальном или перевернутом (особенно если продольная ось самолета близка к вертикали — самолет находится на малых по абсолютной величине отрицательных закритических углах атаки). В таких случаях вывод следует производить установкой рулей в нейтральное положение, так как обычно такая картина имеет место в режимах неустойчивого перевернутого штопора.

По ряду причин перевернутый штопор может приводить к значительному ухудшению условий пространственной ориентировки летчика (особенно мало тренированного) по сравнению с условиями ориентировки в нормальном штопоре. Во-первых, иногда практически невозможно определить вид штопора — нормальный или перевернутый. Если внешние визуальные ориентиры отсутствуют или их невозможно использовать, то в классическом штопоре летчики легко определяют это по чисто физиологическим ощущениям: когда летчика прижимает к чашке сиденья — штопор нормальный, когда он повисает на ремнях — штопор перевернутый. Однако при больших отрицательных углах тангажа, произвольно изменяющихся в режиме, такой способ ориентировки становится уже неприемлемым.

Во-вторых, появляется трудность в определении направления штопора (правый или левый). В классическом штопоре, когда положение носовой части самолета относительно горизонта остается практически неизменным, направление вращения легко определяется по угловой скорости рыскания. При возрастании угловой скорости крена, усилении неравномерности вращения самолета по крену и тангажу эта задача усложняется. В перевернутом штопоре трудность пространственной ориентировки усугубляется еще и тем, что знак угловой скорости крена совпадает со знаком угловой скорости рыскания. Это значит, что для летчика, смотрящего из кабины вперед, направление вращения по крену будет противоположным направлению движения рыскания.

В нормальном штопоре наблюдается обратная картина: для летчика направления движений крена и рыскания совпадают. Так, в правом нормальном штопоре летчик видит, что нос самолета поворачивается вправо и в эту же сторону происходит кренение самолета. Опытные летчики используют это при распознавании нормального и перевернутого штопора. Летчики, не имеющие достаточного опыта, часто определяют направление штопора по направлению движения крена, а не рыскания, поскольку вращение самолета относительно продольной оси происходит значительно быстрее, чем относительно нормальной оси (кроме слу-

чаев плоского штопора), что в известной мере допустимо для определения направления вращения самолета в нормальном штопоре. В перевернутом штопоре это только дезориентирует недостаточно тренированного летчика. Поэтому для облегчения пространственной ориентировки летчика в штопоре и обеспечения возможности выполнения правильных действий рулями для вывода летчику необходимо иметь надежные средства контроля (ориентиры). Такими надежными средствами контроля могут быть определение вида штопора по показаниям указателя поворота (УП), стрелка которого всегда отклоняется в направлении движения рыскания (независимо от вида штопора), и указателя угла атаки, а при его отсутствии — указателя нормальной перегрузки. Указатель угла атаки позволяет летчику уверенно определять вид штопора (нормальный или перевернутый), а указатель поворота — его направление (правый или левый). Полезно иметь в виду следующее мнемоническое правило: во всех случаях использования руля направления для вывода самолета из штопора следует отклонять педаль в сторону, противоположную той, в которую отклоняется стрелка УП.

Примеры вывода сверхзвуковых самолетов из перевернутого штопора рекомендуемыми тремя методами были показаны выше, на рис. 4. 10 (метод вывода № 1П), рис. 4. 11 (метод вывода № 2П) и рис. 4. 12 (метод вывода № 3П).

Если на выводе рули отклоняются против штопора, то, как только вращение самолета прекращается, летчик должен немедленно ставить их в нейтральное положение. Лишь после того, как самолет приобретет достаточную скорость, можно начинать плавно отклонять ручку управления на себя для вывода самолета из пикирования.

При некоторых компоновках сверхзвуковых самолетов затенение хвостового оперения в перевернутом штопоре может оказаться бóльшим, чем в нормальном. Это значительно затрудняет вывод таких самолетов из перевернутого штопора и требует применения наиболее «сильного» метода вывода (метода № 3П).

7. 5. ОСОБЕННОСТИ ВЫВОДА СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ ИЗ ШТОПОРА

Многообразие видов и нестабильность характеристик штопора маневренных сверхзвуковых самолетов привели к тому, что для надежного вывода самолета из штопора оказалось невозможным рекомендовать какой-либо один стандартный или универсальный метод вывода.

Большая протяженность переходного участка штопора (особенно на больших высотах) сверхзвуковых самолетов приводит к тому, что режимы вертикального штопора встречаются сравнительно редко. Поэтому обычно летчик начинает выводить и выводит сверхзвуковой самолет из штопора (при правильных

действиях рулями) еще задолго до появления вертикального штопора.

Если режим штопора по каким-либо причинам затягивается и самолет попадает в вертикальный штопор, то вывод из него в некоторых случаях может оказаться трудным (особенно при плоском штопоре с большими угловыми скоростями и средними значениями углов атаки порядка $70°\div80°$ и более). Для вывода сверхзвукового самолета из такого режима должен быть применен метод № 4Н. Объясняется это в основном бóльшим разносом масс в направлении продольной оси у сверхзвуковых самолетов (бóльшие кабрирующие инерционные моменты) и особенностями протекания аэродинамических характеристик.

Как уже указывалось, плохие характеристики выхода из штопора (затрудненный выход) значительно чаще встречались у дозвуковых самолетов, особенно дозвуковых самолетов старых конструкций типа И-153, УТ-2 и т. д. Однако плохой выход из штопора этих самолетов был обусловлен в основном малой эффективностью рулей. Кроме того, из-за малой протяженности переходного участка летчики, как правило, вынуждены были выводить самолет из вертикального штопора (переходный участок кончался прежде, чем летчик успевал сориентироваться в режиме).

Вывод самолета из штопора на переходном участке обычно не требует применения «сильных» методов вывода (как правило, бывает достаточно методов № 1Н и 2Н — в этом случае самолет легко выходит из штопора из-за малой устойчивости или даже неустойчивости режима). Поэтому при попадании самолета в штопор летчик должен сразу установить рули по штопору, а элероны нейтрально и, как только будет определен характер режима, начинать вывод, по возможности не допуская попадания самолета в устойчивый режим вертикального штопора. Переход самолета в режим вертикального штопора по окончании переходного участка происходит в течение короткого промежутка времени. Такое неожиданное и быстрое изменение характера режима (появление более устойчивого штопора) опасно, особенно если непосредственно перед этим летчик решил начинать вывод из штопора, применяя сравнительно «слабый» метод вывода. В таких случаях необходимо уметь правильно оценить характер нового режима и приступать к выводу уже более «сильным» методом.

При попадании **на критические или близкие к ним режимы** полета летчик должен действовать следующим образом. При выходе на околокритические углы атаки и появлении первых признаков сваливания принимать все меры для парирования сваливания. Если это не удалось и сваливание произошло, выводить самолет из сваливания, а не устанавливать сразу рули по штопору и тем самым способствовать непременному входу самолета в штопор, выход из которого может быть сложнее, чем из

сваливания. Если это не помогло и самолет вошел в штопор, следует сразу устанавливать рули по штопору и, выбрав наиболее приемлемый момент вывода, немедленно начинать вывод из штопора. Не следует для облегчения ориентировки в режиме выжидать, когда установится более равномерный штопор (ориентировка летчика на неустановившемся переходном участке, особенно на больших высотах, оказывается часто более сложной, чем в более равномерном вертикальном режиме), так как в

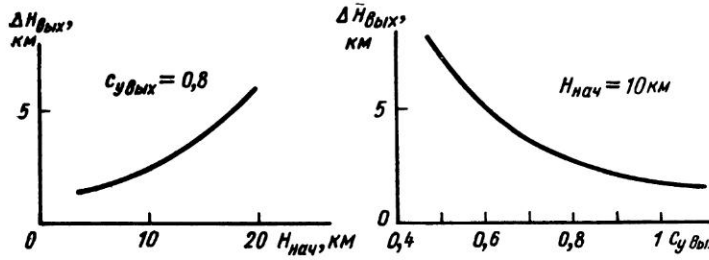


Рис 7 15 График зависимости потери высоты на выходе из нормального штопора от высоты начала выхода и коэффициента подъемной силы при выходе

результате самолет может войти в весьма устойчивый режим штопора, выход из которого оказывается более тяжелым. Снижение несущих свойств и, в частности, уменьшение $C_{y\,\text{доп}}$ приводят к значительной потере высоты на выходе сверхзвуковых самолетов из штопора. На рис. 7. 15 приведен пример изменения потери высоты на выходе $\Delta H_{\text{вых}}$ в зависимости от коэффициента подъемной силы при выходе $C_{y\,\text{вых}}$ и высоты начала выхода $H_{\text{нач}}$. Для уменьшения потери высоты на выходе следует пилотировать самолет так, чтобы максимально использовать его несущие свойства, обеспечивая, однако, невозможность повторного сваливания самолета, а также превышения предельно допустимой по прочности нормальной перегрузки, т. е. ни в коем случае не допуская превышения величин $C_{y\,\text{доп}}(\alpha_{\text{доп}})$ и $n^{э}_{\text{max}}$. Для этого на самолете должны быть установлены соответствующие визуальные индикаторы и сигнализаторы, в частности, указатели углов атаки и перегрузки.

У современных сверхзвуковых самолетов влияние отклонения элеронов на характеристики перевернутого штопора и — главное — выхода из него оказывается сравнительно меньшим, чем при нормальном штопоре. Обусловлено это тем, что в нормальном штопоре отклонение элеронов может значительно изменять углы скольжения, в некоторых случаях даже сильнее, чем отклонение руля направления. В перевернутом штопоре влияние элеронов на скольжение (производная $M_y^{\delta_э}$) оказывается несколько

меньшим или сохраняется практически таким же, как и в нормальном штопоре, тогда как эффективность руля направления может заметно возрастать. Последнее связано с тем, что условия обтекания вертикального оперения в перевернутом штопоре значительно лучше, чем в нормальном. Вертикальное оперение в перевернутом штопоре оказывается практически в невозмущенном потоке. При отрицательных углах атаки эффективная стреловидность вертикального оперения уменьшается, а запасы путевой устойчивости самолета снижаются. Поэтому в перевернутом штопоре заметно возрастает влияние отклонения руля направления на скольжение, а степень влияния отклонения элеронов на скольжение остается примерно такой же, как и в нормальном штопоре.

Поэтому отклонение элеронов на современных маневренных сверхзвуковых самолетах может не оказывать такого влияния на вывод из перевернутого штопора, как отклонение руля направления. Однако все-таки в некоторых случаях, когда сравнительно мала эффективность руля направления (например, при повреждении его обшивки) или неисправна система путевого управления, для вывода самолета из перевернутого штопора может потребоваться и отклонение элеронов.

В некоторых случаях не нужно устанавливать перед выводом рули по штопору — например, на самолете, у которого вообще не возникают устойчивые режимы штопора (даже при отклоненных по штопору рулях) и он выходит из штопора при нейтральном положении рулей. В таких случаях в режиме и на выходе из штопора следует удерживать рули в нейтральном положении. Иногда по необходимости можно затем отклонять рули на вывод (из нейтрального положения — против штопора). Такие рекомендации могут быть даны лишь после тщательных всесторонних и многократных летных испытаний данного самолета на штопор — и то только в виде исключения.

У самолетов отдельных типов могут требоваться некоторые изменения в интервалах между отклонениями рулей. Так, например, есть самолеты, у которых отклонение руля высоты на вывод (из исходного положения по штопору) следует начинать только по прекращении авторотации. Это самолеты, у которых, например, отклонение руля высоты против штопора (или даже в нейтральное положение) может приводить к значительному затенению руля направления, тогда как авторотация может быть прекращена одним только отклонением незатененного (рулем высоты) руля направления против штопора.

Рекомендуемые методы вывода самолета из штопора (см. разд. 7. 3 и 7. 4) не требуют от летчика обязательного выбора определенного момента начала вывода (начала отклонения первого руля на вывод). Однако опытные летчики всегда выбирают такой момент (например, при опускании носа самолета или в момент приостановки вращения), который обеспечивает наилуч-

ший выход из штопора — наиболее быстрый и надежный, с минимальными запаздыванием и потерей высоты.

Для повышения надежности выхода из штопора необходима тренировка летчиков как на наземных тренажерах-имитаторах, так и на учебно-тренировочных самолетах.

При тренировке следует обращать серьезное внимание на соотношение продолжительности тренировки на тренажере и в полете с тем, чтобы избежать выработки у летчика устойчивых навыков при работе на тренажере, не всегда соответствующих или не полностью соответствующих тому, что требуется в реальных условиях полета. Основное внимание следует уделять тренировке летчиков в полете.

7.6. АНАЛИЗ ОШИБОК ПИЛОТИРОВАНИЯ

7.6.1. Значение подготовки летчика

Современные самолеты попадают в штопор только при возникновении особых ситуаций или в случае грубых ошибок пилотирования.

Анализ летных происшествий, возникших в результате непроизвольного попадания в штопор, показывает, что бóльшая часть из них происходит из-за того, что летчик поторопился в своих действиях, а не потому, что он чего-то не успел сделать. Необходимость наиболее полного использования всех маневренных возможностей самолета связана, в частности, с выходом его на большие углы атаки. Насколько далеко можно на данном самолете попадать в область больших углов атаки в значительной степени зависит от мастерства летчика. Граница между режимами полета, при которых еще сохраняются достаточные управляемость и устойчивость самолета (с определенным запасом на возможные ошибки пилотирования), и срывными режимами полета, выбирается обычно с учетом возможностей летчика средней квалификации. Чем выше летное мастерство, тем дальше отодвигается указанная граница в сторону срывных режимов. Чем выше подготовка летчика, тем меньше вероятность попадания самолета в штопор и тем выше вероятность (гарантия) выхода из него.

Хорошо известно, что в такой системе, как самолет — летчик, роль человека, как одного из звеньев этой системы, является решающей в обеспечении безопасности полета. По статистическим данным, влияние личного фактора (индивидуальных особенностей летчика) велико. Поэтому для повышения безопасности полета необходимо, с одной стороны, улучшать подготовку летчиков на указанных режимах полета, с другой стороны, — создавать автоматические системы управления (в частности, противоштопорный автопилот).

7. 6. 2. Наиболее вероятные ошибки пилотирования

При выводе самолета из штопора малотренированные летчики наиболее часто допускают две ошибки: отклоняют элероны против штопора и применяют более «сильный» метод вывода, чем это необходимо по характеристикам данного режима. Отклонение элеронов против штопора на сверхзвуковых самолетах, как было показано выше, приводит обычно к значительному затруднению выхода, а иногда и вообще к тому, что самолет может не выйти из штопора.

Применение излишне «сильного» метода вывода (перестраховка) не только не повышает надежности выхода, а наоборот, ухудшает характеристики выхода, а иногда даже приводит к тому, что самолет может не выйти из штопора, а перейти из данного в другой режим штопора, например, из правого в левый, из нормального в перевернутый.

7. 6. 3. Создание избыточных моментов на вывод

Отклонение руля направления на выводе полностью против штопора, когда по характеристикам режима оказывается достаточным отклонить его только в нейтральное положение, может привести к значительному возрастанию запаздывания выхода или вообще к тому, что самолет изменит направление своего вращения (знак ω_{y1}), но из штопора не выйдет.

Известно много случаев, когда попытки летчика вывести самолет из неустойчивого штопора (происходящего, например, в виде падения листом по спиралевидной траектории) отклонением руля направления полностью против штопора, когда по характеру режима для вывода требовалось отклонить руль направления только в нейтральное положение, приводили лишь к тому, что изменялось направление вращения самолета. Самолет переходил из правого в левый штопор или наоборот, но штопор не прекращался.

Отклонение ручки управления на выводе из нормального штопора полностью от себя, когда по характеристикам режима достаточно отклонить ее только до нейтрального положения, может привести к переходу в режим перевернутого штопора (см. рис. 4. 12), т. е. к тому, что самолет не выйдет из штопора, либо во всяком случае вызовет чрезмерное опускание носа самолета в момент прекращения самовращения. Последнее приводит к увеличению начального угла пикирования, а следовательно, и к более крутому пикированию, при котором увеличиваются потеря высоты на выводе и конечная скорость пикирования, что особенно опасно на малых высотах из-за возможности превышения в таком пикировании предельно допустимых приборных скоростей полета и малых запасов по высоте.

Увеличение абсолютной величины угла пикирования вызывает возрастание потери высоты на выходе, которая у сверхзвуковых самолетов даже и при правильном пилотировании достаточно велика (см. рис. 7. 15). Создание больших пикирующих моментов на выводе из-за чрезмерного отклонения ручки управления от себя приводит также к возникновению больших отрицательных перегрузок.

Исследования показывают, что под действием отрицательной перегрузки деятельность человека затрудняется значительно больше, чем при равных ей по абсолютной величине значениях положительной нормальной перегрузки. При этом ухудшаются координация движений летчика, оценка им своего пространственного положения и т. д. Под действием отрицательной нормальной перегрузки возможны также очень неприятные явления: отрыв летчика от сиденья, удар головой о фонарь, обрыв привязных ремней и т. п. Применение излишне «сильного» метода вывода требует от летчика более быстрых и четких действий рулями, так как при этом создаются большие избыточные аэродинамические моменты.

7. 6. 4. Обратная последовательность отклонения рулей

Недопустимой ошибкой пилотирования является отклонение руля высоты на вывод до отклонения руля направления — так называемая обратная последовательность отклонения рулей при выводе самолета из штопора. Такая ошибка обычно приводит к невыходу самолета из штопора. Ни при каких обстоятельствах не следует отклонять на вывод вначале руль высоты, затем руль направления. Руль высоты требуется отклонять на вывод только через определенный интервал после отклонения руля направления или одновременно с отклонением руля направления (при неустойчивом штопоре).

Обусловлено это главным образом уменьшением инерционного момента тангажа $M_{\text{ин}} = (J_x - J_y)\omega_x\omega_y$ после отклонения руля направления на вывод, вызванным снижением абсолютной величины момента, а следовательно, и угловой скорости самовращения самолета в результате появления внутреннего скольжения. Последнее создается отклонением руля направления против штопора. Такое скольжение необходимо при выводе самолета из устойчивого режима и особенно — из равномерного интенсивного штопора.

Указанный инерционный момент тангажа является кабрирующим. Поэтому его уменьшение приводит к снижению требуемого для вывода самолета из штопора (перевода его на докритические углы атаки) аэродинамического пикирующего момента, создаваемого отклонением руля высоты.

Уменьшение инерционного кабрирующего момента приводит также к опусканию носа самолета, а следовательно, и к уменьшению его угла атаки в штопоре. В результате эффективность руля высоты может заметно возрастать. Это позволяет создавать бóльшие аэродинамические пикирующие моменты для вывода самолета из штопора, т. е. существенно облегчает вывод самолета из штопора. Пикирующий момент, создаваемый отклоненным на вывод рулем высоты, уменьшает угол атаки, а при меньших углах атаки обычно возрастает (или появляется) путевая статическая устойчивость самолета. В результате труднее создавать рулем направления требуемое для вывода внутреннее скольжение (одним рулем высоты, как правило, нельзя перевести самолет на докритические углы атаки).

Отклонение руля высоты (особенно управляемого стабилизатора) на вывод до отклонения руля направления может также привести к заметному увеличению затенения последнего спутной струей горизонтального оперения, что уменьшает эффективность руля направления.

Выдерживание требуемого интервала между отклонениями рулей при выводе самолета из устойчивого штопора необходимо для того, чтобы с помощью отклоненного руля направления создать требуемое внутреннее скольжение, которое, в свою очередь, должно уменьшить абсолютную величину момента самовращения. При выводе самолета из режима неустойчивого штопора рули отклоняются на вывод одновременно, так как в этом случае даже небольшого импульса достаточно для прекращения режима (иногда такой штопор может существовать только при отклоненных по штопору рулях).

Возрастание степени путевой статической устойчивости самолета, возникающее обычно при уменьшении угла атаки, затрудняет создание внутреннего скольжения в случае отклонения руля направления на вывод после отклонения руля высоты. Это может явиться одной из основных причин ухудшения условий выхода самолета из штопора при применении обратной последовательности отклонения рулей на выводе. Но рассматривая эту причину, необходимо иметь в виду следующие противоречивые факторы. С одной стороны, путевая неустойчивость, появляющаяся обычно на больших углах атаки, приводит к возрастанию абсолютных величин угла скольжения и угловой скорости рыскания самолета в штопоре. Последнее вызывает увеличение инерционного кабрирующего момента $M_{z\,ин}$, что приводит к возрастанию угла атаки самолета и увеличению требуемого для вывода самолета из штопора аэродинамического пикирующего момента. Чем больше положительная производная m_y^{β}, тем больше и указанные изменения угла скольжения, угловой скорости рыскания и угла атаки самолета.

При отклоненном по штопору руле направления на неустойчивом в путевом отношении самолете могут быть созданы бóль-

шие по абсолютной величине углы наружного скольжения, чем на устойчивом. В результате потребуются большие изменения угла скольжения, необходимые для создания внутреннего скольжения. Все это затрудняет вывод самолета из штопора. Однако, с другой стороны, путевая неустойчивость приводит и к усилению колебаний угловой скорости рыскания и угла скольжения самолета. С увеличением степени путевой неустойчивости и усилением нелинейного характера ее зависимости от углов атаки и скольжения (что обычно и имеет место при закритических углах атаки) эти колебания резко возрастают.

Колебания угла скольжения и угловой скорости рыскания приводят к тому, что под влиянием поперечной статической устойчивости самолета (действие восстанавливающего момента крена $M_{x\beta}=M_x^{\beta}\beta$ и спирального кренящего момента $M_{x\omega}=M_x^{\omega_y}\omega_y$) появляются интенсивные колебания угловой скорости крена. Колебания угловых скоростей крена и рыскания через инерционный момент тангажа $M_{z\,ин}$ вызывают колебания угловой скорости тангажа, а следовательно, и угла атаки самолета. Поэтому увеличение путевой неустойчивости приводит к резкому усилению как путевых и поперечных, так и продольных колебаний самолета.

При большой путевой неустойчивости самолета колебания угла атаки в штопоре могут оказаться настолько большими, что самолет будет периодически приближаться к докритическим режимам, а в некоторых случаях даже периодически выходить на эти режимы — при неизменно удерживаемых по штопору рулях. А из-за больших колебаний угла скольжения может возникать большое внутреннее скольжение, значительно уменьшающее абсолютную величину момента самовращения крыла. Это все облегчает вывод самолета из штопора.

7. 6. 5. Отклонение элеронов

Недопустимой ошибкой пилотирования является также отклонение элеронов в режиме, особенно на выводе из штопора (кроме случая применения метода № 4Н). Летчик должен стараться удерживать элероны в штопоре и на выводе из него строго в нейтральном (или исходном балансировочном, если оно не совпадает с нейтральным) положении. Даже небольшого отклонения элеронов бывает иногда достаточно для существенного изменения характера штопора, а следовательно, и условий вывода из него. На рис. 7. 16 показан режим, в котором элероны были отклонены против штопора всего на $\Delta\delta_э\approx$ $\approx 2\div 3°$ (ошибка, которую летчик легко может допустить, если недостаточно внимательно следит за положением ручки управления в режиме). Этого оказалось достаточно, чтобы после случайного, весьма кратковременного отклонения руля направле-

ния самолет перешел из левого нормального в левый перевернутый штопор ($t \approx 14$ с). Летчик не сумел сориентироваться в таком изменении режима и продолжал удерживать рули в положении по левому нормальному штопору. При этом сохранялся перевернутый штопор, выход из которого произошел только после установки рулей в нейтральное положение.

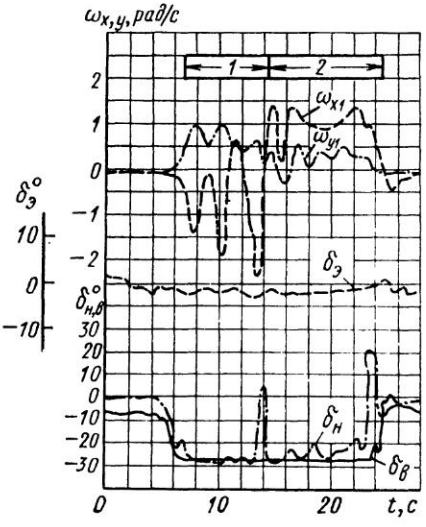


Рис. 7.16. Полетные записи приборов-самописцев, иллюстрирующие ошибку пилотирования, вызвавшую переход самолета из нормального штопора в перевернутый:

1—левый нормальный штопор; *2*—правый перевернутый штопор

Очень грубой ошибкой пилотирования, приводящей, как правило, к тому, что самолет может не выйти из штопора (исключение составляют только самолеты с крылом большого удлинения), является отклонение элеронов на выводе против штопора. У сверхзвуковых самолетов это способствует обычно только усилению авторотации.

7.6.6. Затруднения в определении характера штопора и пространственного положения самолета

В ряде случаев ошибки пилотирования возникают из-за затруднения ориентировки летчика в штопоре или, точнее, из-за неправильной оценки им характера движения, направления вращения и пространственного положения самолета в штопоре. В приведенном на рис. 7.17 примере летчик из-за трудности ориентировки в режиме (трудности оценки характера режима) не понял, что самолет перешел из левого нормального в левый перевернутый штопор ($t \approx 19$ с). В результате он предпринял попытку вывода самолета из перевернутого штопора методом № 2Н. Эта ошибка привела к переходу самолета из левого перевернутого в правый нормальный штопор, для которого исходное положение руля направления соответствовало положению его по штопору. Выход из штопора произошел только после установки рулей в нейтральное положение.

Установка рулей в нейтральное положение на выводе является наиболее правильным действием летчика в том случае, когда он не в состоянии сориентироваться в характере штопора.

Обусловлено это тем, что такое затруднение ориентировки у достаточно тренированного летчика может возникать лишь в весьма неравномерном штопоре, протекающем со значительными колебаниями самолета, т. е. в неустойчивом режиме. А именно в этом случае и требуется применять первый метод вывода: устанавливать рули в нейтральное положение.

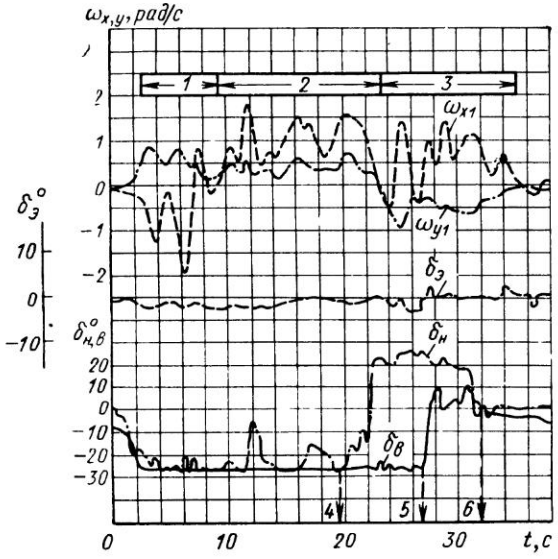


Рис. 7 17. Полетные записи приборов-самописцев, иллюстрирующие ошибку пилотирования, вызванную затруднением ориентировки летчика в штопоре:

1—левый нормальный штопор; *2*—левый перевернутый штопор. *3*—правый нормальный штопор; *4*—начало отклонения руля направления на вывод из штопора; *5*—начало отклонения руля высоты на вывод из штопора; *6*—момент установки обоих рулей практически в нейтральное положение

Особо сложным является вывод самолета из штопора в условиях слепого полета — при пилотировании по приборам (в облаках, ночью и т. п.). Отсутствие визуальных ориентиров (в частности, при полете ночью на больших высотах) значительно усложняет определение характера режима. А в последние годы количество инструментальных полетов непрерывно возрастает. Это повышает значение изучения проблемы пространственной ориентировки летчика в указанных условиях. Основная трудность полета при отсутствии визуальной ориентировки заключается обычно в том, что показания приборов часто не совпадают с ощущениями летчика (а не в технике пилотирования самолета),

т. е. трудно правильно определить характер движения и пространственного положения самолета. В значительной степени этому могут мешать возникающие иногда у летчика иллюзии, обусловленные физическими, физиологическими или психологическими факторами — зрительные, вестибулярные и зрительно-вестибулярные. Например, вестибулярная иллюзия крена может возникать при быстрых изменениях угла крена самолета, происходящих с ускорениями, которые оказываются ниже порога возникновения вестибулярных ощущений. В таких случаях самолет может выйти на весьма большие углы крена, а летчик этого не заметит (он будет считать крен нулевым). Резкий переход самолета из глубокого крена в положение без крена может восприниматься летчиком как появление крена противоположного знака. Или, например, вестибулярная иллюзия противовращения — по прекращении интенсивного вращения летчику может казаться, что возникло вращение самолета обратного знака, и тогда он начинает парировать это кажущееся вращение.

Очень опасной при штопоре является вестибулярная иллюзия перевернутого полета. В некоторых случаях при отсутствии визуальной ориентировки летчику в нормальном штопоре может показаться, что он находится в перевернутом штопоре. Также и на выходе из штопора самолет может находиться в положении, соответствующем нормальному полету, а летчику может казаться, что он находится в перевернутом полете. Парируя это кажущееся положение, летчик создает углы крена порядка 180°, т. е. тем самым действительно переводит самолет в перевернутый полет.

Для ориентировки летчика в штопоре при слепом полете необходимо, естественно, пользоваться бортовыми визуальными приборами. Основными из этих приборов, по показаниям которых летчик может ориентироваться в штопоре (и при сваливании), являются: указатель поворота и скольжения, указатель угла атаки, а также указатель перегрузки, авиагоризонт, указатель скорости и вариометр. С помощью указателя поворота летчик определяет направление вращения (правый или левый штопор), а также момент прекращения авторотации на выходе.

Авиагоризонт и указатель скорости используются на выводе из пикирования после прекращения авторотации, а вариометр и указатель нормальной перегрузки служат дополнительными средствами контроля. Начало сваливания и штопора определяются по предупреждающим признакам, свидетельствующим о выходе самолета на около- и закритические углы атаки, и резкому падению скорости. При этом огромное значение имеет наличие на самолете указателя угла атаки. Весьма полезным может также оказаться и указатель угловой скорости рыскания.

7. 6. 7. Применение недостаточно «сильного» метода вывода

Метод вывода самолета из штопора выбирается в соответствии с характером режима. При этом недопустимым является как применение излишне «сильных» («перестраховка»), так и недостаточно «сильных» (недооценка летчиком интенсивности и устойчивости вращения самолета в штопоре) методов вывода. Применение более «слабого», чем это нужно для данного штопора, метода приводит, естественно, к тому, что самолет может не выйти из штопора, или к выходу, но с весьма большим запаздыванием (из-за весьма протяженного участка продолжения вращения самолета после отклонения рулей на вывод летчик считает, что практически самолет из штопора не вышел).

Применение недостаточно «сильного» метода вывода недопустимо не только в случае устойчивого штопора с равномерным и интенсивным вращением самолета, но также и в случае колебательного устойчивого и даже малоустойчивого штопора из-за возрастания запаздывания выхода. На малых высотах это вдвойне опасно: во-первых, из-за значительного возрастания самого́ запаздывания, а, во-вторых, из-за уменьшения запаса высоты на выводе при попадании самолета в штопор на меньших высотах.

При выводе самолета из штопора летчик после отклонения рулей на вывод всегда по возможности должен ждать (не менее 12—15 с, а при наличии достаточного запаса высоты и больше), прежде чем устанавливать рули опять по штопору и начинать вторую попытку вывода уже более «сильным» методом, если первая попытка не удалась. Это обусловлено тем, что, во-первых, выход самолета может произойти со сравнительно большим запаздыванием, а во-вторых, напряженным состоянием летчика, когда промежуток времени в несколько секунд кажется ему увеличенным во много раз. Поэтому летчик должен стараться по возможности увеличивать указанный интервал.

7. 6. 8. Противоштопорный автопилот

За рубежом широкое распространение получило устройство, которое обеспечивает автоматический вывод самолета из штопора — противоштопорный автопилот (ПША) [53]. Такой ПША значительно повышает надежность вывода и улучшает характеристики выхода самолета из сваливания и штопора. ПША определяет характер режима и соответственно ему выбирает требуемый метод вывода. ПША является составной частью системы управления самолета, имеет датчики основных параметров полета (как минимум, угла атаки, угловой скорости рыскания, нормальной перегрузки) и электронное логическое устройство, настроенное на характеристики данного конкретного само-

лета в заданных конфигурациях. Автопилот предупреждает сваливание и штопор, а если это не удалось, то выводит самолет из этих режимов.

Особенно важно иметь противоштопорный автопилот на самолетах с плохими характеристиками сваливания и явной тенденцией к попаданию в штопор. Если к тому же самолет может войти в вертикальный штопор, выход из которого затруднен или практически невозможен, то необходимо как можно раньше начинать вывод самолета из штопора (до окончания переходного участка штопора). В этих условиях электронная автоматическая система управления обладает неоценимым преимуществом перед человеком. С ее помощью быстрее распознается штопор. Такая система быстро вырабатывает командные сигналы на органы управления, выбирает оптимальный метод вывода самолета из штопора и момент начала вывода, а также сводит к минимуму возможность повторного сваливания и попадания самолета в штопор. Она не препятствует пилотированию самолета на всех эксплуатационных режимах полета и вступает в действие только при выходе параметров полета самолета за эксплуатационные ограничения. При этом, однако, летчик должен иметь возможность при необходимости с помощью ручного управления пересилить действие автоматической системы управления. Для правильной настройки противоштопорного автопилота необходимо тщательно изучать маневренные возможности данного самолета, характеристики его сваливания и штопора и требуемые методы вывода. Существенную помощь в этом оказывает моделирование таких режимов полета. Особенно важно наличие противоштопорного автопилота при возникновении штопора в слепом полете. Обычные автопилоты и средства искусственной (автоматической) стабилизации самолета (например, демпферы крена) при попадании самолета в штопор требуется, как правило, отключать, так как они могут лишь ухудшать характеристики выхода. На таких режимах полета возможно и целесообразно применять только специальный противоштопорный автопилот.

7.7. ВЛИЯНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ГИСТЕРЕЗИСА

При анализе динамики неустановившегося движения самолета на больших углах атаки в общем случае гипотеза стационарности, согласно которой действующие на самолет в неустановившемся полете аэродинамические силы и моменты полностью определяются кинематическими параметрами движения в данный момент времени, оказывается несостоятельной. В этом случае значительную роль могут играть производные по времени $\dot{\alpha}=\frac{d\alpha}{dt}$, $\ddot{\alpha}=\frac{d^2\alpha}{dt^2}$, $\dot{\beta}=\frac{d\beta}{dt}$, $\ddot{\beta}=\frac{d^2\beta}{dt^2}$, $\dot{M}=\frac{dM}{dt}$ и т. п. Этим и определяется, в частности, хорошо известное обстоятельство, что характер протекания зависимости $C_y=f(\alpha)$ в окрестности ее

экстремума зависит от того, в каком направлении и с каким темпом изменяется угол атаки — возникает аэродинамический гистерезис. Обусловлено такое различие значений C_y в основном тем, что режимы течения в пограничном слое при различных способах изменения угла атаки оказываются различными. При этом также могут заметно различаться и упругие деформации конструкции

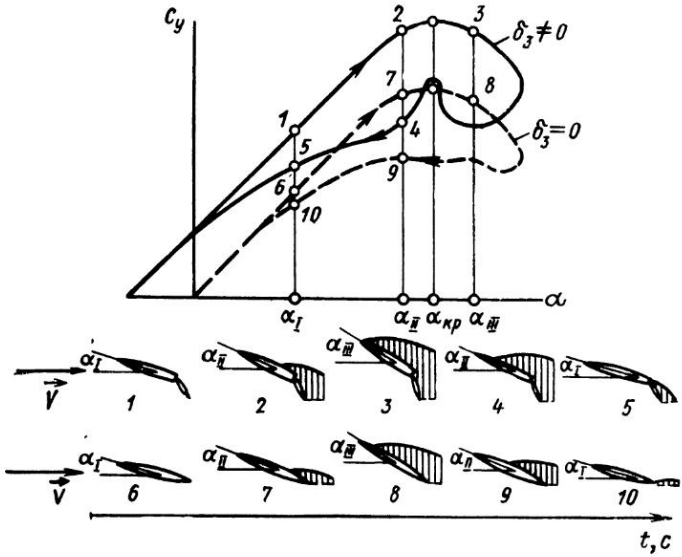


Рис. 7. 18. Схема возникновения аэродинамического гистерезиса (заштрихованы зоны сорванного потока)

самолета, в свою очередь, изменяющие его аэродинамические характеристики.

Аэродинамические характеристики некоторых самолетов при медленном (квазистатическом) выходе их на около- и закритические углы атаки могут оказаться заметно худшими, чем при быстром (динамическом) выходе. При динамическом выходе на большие углы атаки, в частности, могут повышаться несущие свойства самолета в результате запаздывания развития отрыва потока (запаздывания потерь подъемной силы), улучшаться характеристики его устойчивости и управляемости. Особенно значительным может быть аэродинамический гистерезис при больших углах отклонения закрылков. В некоторых случаях петля гистерезиса может простираться с больших положительных закритических до отрицательных углов атаки. При наличии гистерезиса области сорванного потока с уменьшением угла атаки (даже при убранных закрылках) сохраняются до сравнительно малых углов атаки (заштрихованные области на рис. 7. 18), при

подходе к которым со стороны меньших углов атаки срыва потока еще не возникает. Пример возможного протекания кривой несущих свойств $C_y=f(\alpha)$ и балансировочной кривой отклонений руля высоты $\delta_в=\varphi(\alpha)$ при наличии гистерезиса показан на рис. 7.19. Из графика видно, что в этом случае из-за гистерезиса в протекании балансировочной кривой при переходе с закритических на малые, заведомо докритические углы атаки, возможно следующее. При выходе на угол атаки α_1 со стороны меньших углов атаки продольная балансировка самолета осуществляется при угле отклонения руля высоты $\delta_{в1}$. При выходе на этот же угол α_1 со стороны бóльших углов атаки балансировочным оказывается отклонение руля $\delta_{в2}$, причем $\delta_{в2}>\delta_{в1}$.

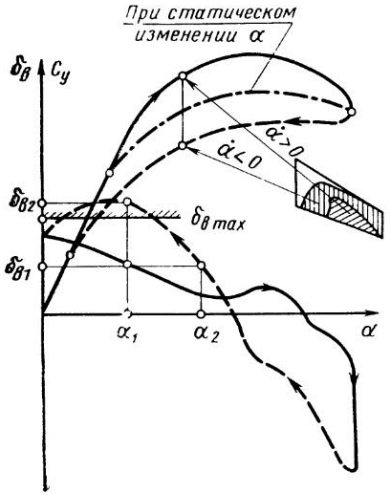


Рис. 7.19. График зависимостей $C_y=f(\alpha)$ и $\delta_в=\varphi(\alpha)$ при наличии аэродинамического гистерезиса

В этом случае, если летчик удерживает руль высоты отклоненным на величину $\delta_{в1}$, самолет начнет кабрировать, т. е. увеличивать свой угол атаки. И это будет продолжаться до выхода его на угол атаки α_2, при котором возможно сваливание.

Если предельное отклонение руля высоты вниз оказывается меньше требуемого для балансировки самолета после выхода с закритических на докритические углы атаки при наличии петли

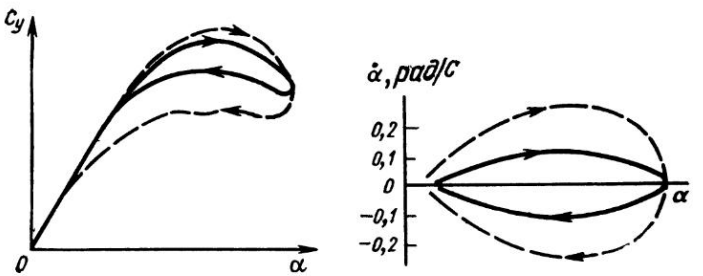


Рис. 7.20. График зависимости петли гистерезиса от производной $\dot{\alpha}$

гистерезиса, то и в этом случае он будет снова увеличивать угол атаки. Это может приводить к продольной раскачке самолета с периодическими выходами его на закритические и докритические

углы атаки. Петля гистерезиса может значительно расширяться с увеличением темпа изменения угла атаки — динамический эффект развития срыва потока (рис. 7. 20).

Процесс развития срыва потока с возрастанием угла атаки (участок прямого хода петли гистерезиса) определяет развитие сваливания. От процесса демпфирования срыва — возвращения к исходному режиму бессрывного обтекания с уменьшением угла атаки (участок обратного хода петли гистерезиса, нижняя ее ветвь) — зависят характеристики выхода из сваливания.

7. 8. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ МЕТОДОВ И СРЕДСТВ ВЫВОДА ИЗ ШТОПОРА

Как правило, перечисленных выше семи основных методов бывает достаточно для вывода современных самолетов из всех возникающих режимов штопора. С появлением самолетов принципиально отличающихся схем и компоновок (сверхзвуковой самолет типа утка или бесхвостка и т. п.), а также самолетов обычной схемы, но со значительно отличающимися инерционными, аэродинамическими характеристиками, управляемостью и т. п., могут потребоваться новые методы вывода их из штопора. При этом может возникнуть необходимость модификации указанных методов вывода — например, значительное увеличение интервала между отклонениями руля направления и руля высоты. В некоторых случаях может даже потребоваться применение новых средств вывода самолетов из штопора, например, использование дополнительных стабилизирующих или рулевых поверхностей (например, спойлеров), турбулизаторов, специального дестабилизатора, дифференциального отклонения правой и левой половин стабилизатора, использование тяги или отклонения струи двигателя в сторону (для остановки вращения самолета), применение тормозных или специальных противоштопорных устройств — парашютов, ракет и др.

В частности, указанных выше семи основных методов вывода (четырех для нормального и трех для перевернутого штопора) может оказаться недостаточно для самолетов, у которых в штопоре практически весь руль направления (более $\approx 70\%$ его поверхности) оказывается затененным спутной струей горизонтального оперения, фюзеляжа и крыла. Это может также иметь место при попадании современных сверхзвуковых самолетов с тонким треугольным крылом небольшого удлинения (имеющих фюзеляж с удлиненной заостренной носовой частью и обладающих большими моментами инерции J_y и J_z) в вертикальный штопор на сравнительно малых высотах. Штопор таких самолетов может протекать с высокими угловыми скоростями при очень больших углах атаки. Необходимость использования дополнительных средств для вывода из штопора может возникнуть, в частности, и у самолетов с Т-образным хвостовым оперением. Иногда необ-

ходимо использовать особые методы вывода, например, метод, применяемый для вывода данного самолета из всех возможных в ожидаемых условиях эксплуатации режимов штопора (в частности, для этого может потребоваться одновременное отклонение всех рулей на вывод).

В случае входа самолета в штопор из режима глубокого сваливания характеристики выхода могут быть значительно затруд-

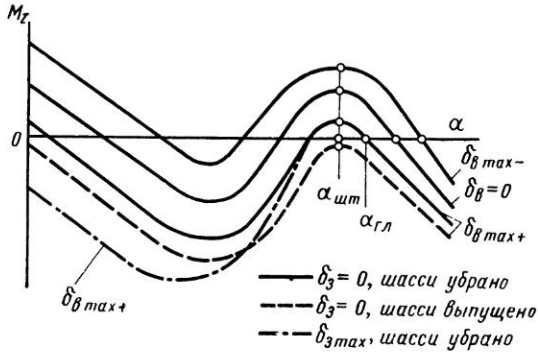


Рис. 7.21. График зависимостей $M_z=\varphi(\alpha)$ при наличии неустойчивости по перегрузке и падении эффективности руля высоты на больших углах атаки

нены, а иногда самолет может не выйти из штопора без использования дополнительных средств. Эффективность продольного управления в таких режимах обычно резко падает в результате затенения горизонтального и вертикального оперения спутной струей крыла, срыва потока с оперения и т. п. Если при этом еще имеет место и неустойчивость самолета по перегрузке, то может оказаться, что и полное отклонение ручки управления от себя (даже по прекращении авторотации) не приведет к уменьшению угла атаки. На рис. 7.21 показан график, иллюстрирующий это явление. Такая картина может иметь место, в частности, у самолетов с Т-образным хвостовым оперением. Еще более ярко она может проявляться на самолетах типа бесхвостки, у которых диапазон углов атаки, соответствующих положительным значениям момента тангажа, оказывается значительно шире. Наличие таких кабрирующих моментов на больших закритических углах атаки обусловливает возможность выхода самолета на вторую устойчивую ветвь кривой $M_z=\varphi(\alpha)$. При больших начальных возмущениях самолет попадает на такой режим и затем как бы «зависает» на больших углах атаки.

На графике рис. 7.21 сплошными линиями показаны характеристики аэродинамического момента тангажа при различных (нейтральном и двух предельных) отклонениях руля высоты для

самолета в полетной конфигурации, штриховой линией — аэродинамический момент тангажа при полностью отклоненной от себя ручке управления для самолета с выпущенным шасси, а штрих-пунктирной линией — с выпущенными закрылками. Из графика видно, что в рассматриваемом примере, если даже на угле атаки $\alpha_{шт}$ авторотация и прекратится, то все равно перевести самолет на меньшие углы атаки отклонением руля высоты невозможно. Это можно сделать только, используя особые методы пилотирования или дополнительные средства, способствующие переходу самолета на меньшие углы атаки. В рассматриваемом случае таким дополнительным средством, создающим момент на пикирование, является изменение конфигурации самолета, в частности, выпуск шасси. Такой же эффект может оказывать выпуск тормозного парашюта, иногда изменение режима работы двигателей и т. п. Следует, однако, иметь в виду, что при таких больших углах атаки, как правило, все устройства, расположенные на крыле (при сорванном потоке), практически перестают влиять на величину момента тангажа, так что независимо от их положения этот момент остается положительным (например, влияние выпуска закрылков, см. рис. 7.21).

В области глубокого сваливания (угол атаки $\alpha_{гл}$) самолет с убранным шасси как бы «зависает» в области таких больших закритических углов атаки даже при угле отклонения руля высоты $\delta_в = \delta_{в\,max+}$ (см. рис. 7.21). В этой точке имеет место режим устойчивого равновесия: случайное увеличение угла атаки до $\alpha > \alpha_{гл}$ приводит к появлению моментов на пикирование, возвращающих самолет к углу атаки $\alpha_{гл}$ (аналогично и при уменьшении угла атаки). Если в процессе развития режима сваливания самолет выходит на угол атаки $\alpha_{гл}$, но авторотация при этом не возникает, такую точку называют точкой необратимого или замкнутого сваливания. Подобный режим может возникнуть в результате интенсивного движения на кабрирование, вызванного, например, сильным вертикальным порывом ветра. При этом происходит значительная потеря скорости и высоты полета, а самолет может находиться почти в горизонтальном положении, что затрудняет распознавание летчиком характера режима полета.

Если самолет выходит на такие большие закритические углы атаки, при которых даже полное отклонение ручки управления от себя может не приводить к появлению моментов на пикирование (см. рис. 7.21), то обычный (так называемый статический, или точнее, квазистатический) вывод его рулем высоты на меньшие углы атаки невозможен. В таких случаях для вывода самолета на докритические углы атаки иногда эффективным оказывается так называемый динамический или резонансный метод (метод резонансной раскачки). Этот метод заключается в следующем. Летчик быстро периодически отклоняет ручку управления на себя — от себя (по возможности от упора до

упора), что вызывает нарастающие продольные колебания самолета. Если возможно создание достаточно больших амплитуд этих колебаний, то в процессе такого движения самолет начинает периодически выходить на сравнительно малые углы атаки, при которых эффективность продольного управления восстанавливается. Но это сложный метод вывода. Применять его, естественно, можно только в тех случаях, когда колебания угла атаки не приводят к возникновению недопустимо больших перегрузок. При сравнительно небольшом аэродинамическом демпфировании тангажа требуется обычно порядка четырех таких циклических перекладок руля высоты для вывода самолета на докритические углы атаки, после чего следует устанавливать руль высоты в нейтральное положение. С увеличением степени демпфирования требуемое количество перекладок руля возрастает. При очень большом демпфировании тангажа резонансный метод практически неприменим.

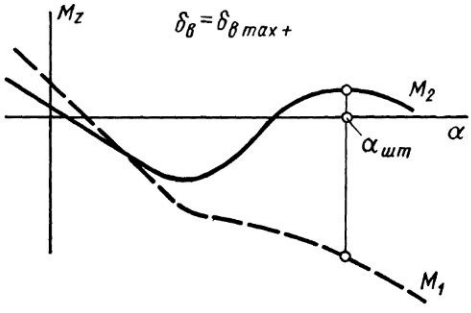


Рис. 7.22. График зависимостей $M_z = \varphi(\alpha)$ при околозвуковом ($M = M_2$) и дозвуковом ($M = M_1$) числах M

Если у самолета при каком-то околозвуковом числе M полета (например, M_2 — см. рис. 7.22) наблюдается неустойчивость по перегрузке, которая при меньших числах M (например, M_1) пропадает, то дополнительным способом вывода из штопора, а также из сваливания в этом случае может оказаться торможение самолета. Из рис. 7.22 видно, что в рассматриваемом примере переход от числа $M = M_2$ к $M = M_1$ приводит к восстановлению возможности создания пикирующих моментов, необходимых для перевода самолета на меньшие углы атаки.

В некоторых случаях аналогичное влияние может оказывать и уменьшение высоты полета. Иногда самолет на сравнительно большой высоте входит в плоский штопор, выход из которого практически невозможен. А на меньших высотах при том же положении рулей штопор может оказаться более крутым, что обеспечивает лучшие характеристики выхода. В таких случаях снижение самолета до указанных высот можно рассматривать как дополнительное средство улучшения характеристик выхода (при наличии достаточного запаса высоты). Во многих случаях самолет, не выходящий из штопора даже при применении самого «сильного» из перечисленных выше основных методов вывода, сравнительно легко выходит при использовании специального противоштопорного или обычного тормозного парашюта

(рис. 7.23). При этом не следует сбрасывать парашют до уверенного выхода самолета на заведомо докритические (эксплуатационные) углы атаки. Тормозной парашют может создавать значительные моменты на пикирование (рис. 7.24). Иногда такое же действие оказывают выпуск закрылков, использование динамического эффекта от выпуска шасси на выводе из штопора и т. п. Значительного эффекта можно достичь, например, при использовании дополнительного складного стабилизатора (рис. 7.25), создающего пикирующие моменты. В отли-

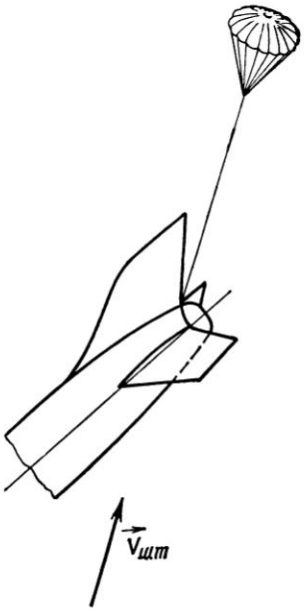


Рис. 7.23. Схема выпуска тормозного парашюта для улучшения характеристик выхода самолета из штопора

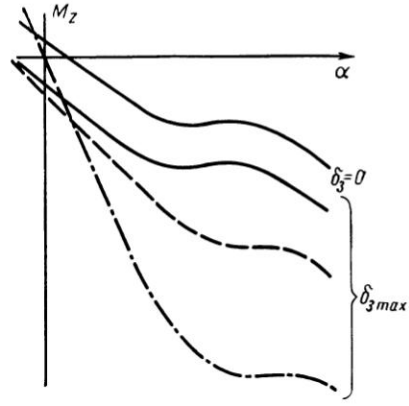


Рис. 7.24. График зависимостей $M_z=\varphi(\alpha)$ при наличии дополнительных средств вывода:

——·—— без дополнительных средств; — — — с противоштопорным парашютом; —·— с противоштопорным стабилизатором

чие от тормозного парашюта и противоштопорных ракет такой стабилизатор обладает значительным преимуществом, являясь средством многоразового использования.

В последнее время много внимания уделяется применению специальных турбулизаторов. Пластинчатые турбулизаторы (дестабилизаторы), устанавливаемые в носовой части фюзеляжа (рис. 7.26), могут иногда существенно улучшать характеристики выхода из штопора. Обычно это убирающиеся поверхности, выпускаемые при сваливании и попадании в штопор. Верхняя установка таких турбулизаторов обычно повышает демпфирование рыскания, создаваемое носовой частью фюзеляжа. В одних случаях их раскрывают симметрично (например, для улучшения характеристик выхода самолета с длинной тонкой носовой ча-

стью фюзеляжа из пологого штопора), в других — только с одной стороны фюзеляжа для создания благоприятного скольжения. Они существенно влияют на характеристики срыва потока с носовой части фюзеляжа.

Эффективность пластинчатых турбулизаторов сохраняется обычно до углов атаки порядка 70°÷75°. Асимметричное их расположение может приводить к появлению больших моментов рыскания с четкой фиксацией направления их действия. Знак слу-

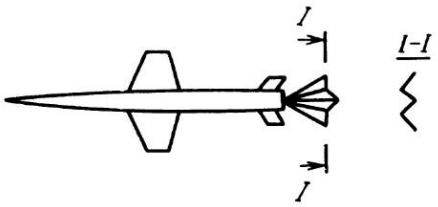


Рис. 7.25. Схема противоштопорного складного стабилизатора (в раскрытом виде)

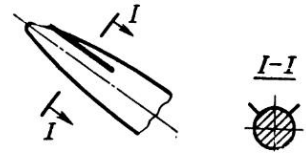


Рис. 7.26. Схема установки пластинчатых турбулизаторов в носовой части фюзеляжа

чайных моментов рыскания, возникающих из-за обычной асимметрии самолета, может быть надежно стабилизирован установкой одной такой пластины (на одной стороне фюзеляжа). Пластина на левой стороне носа фюзеляжа может вызывать появление момента рыскания вправо и наоборот. Ввиду падения эффективности на очень больших углах атаки турбулизаторы не могут использоваться как средство, обеспечивающее выход из очень плоского штопора, однако они могут заметно улучшать выход из такого режима. Симметричное расположение пластин (справа и слева) уменьшает моменты авторотации фюзеляжа и может приводить к появлению аэродинамического демпфирования.

Турбулизаторы являются одним из наиболее эффективных средств улучшения характеристик выхода из штопора современных сверхзвуковых самолетов, имеющих длинные тонкие и заостренные носовые части фюзеляжа. Выпускать их надо сразу же после сваливания по возможности до того, как разовьется плоский штопор (в крутом и пологом штопоре они достаточно эффективны). На сверхзвуковых самолетах, не выходящих из штопора при применении обычных методов вывода, использование носовых пластинчатых турбулизаторов позволяет получать хорошие характеристики выхода. Влияние симметрично расположенных верхних носовых пластинчатых турбулизаторов на характер протекания зависимости $m_y=\varphi(\beta)$ было показано на рис. 6.14. Из графика видно, что при наличии турбулизаторов восстанавливается путевая устойчивость и появляется ли-

нейный характер протекания кривой $m_y=\varphi(\beta)$. Иногда может оказаться целесообразным применение низкорасположенных носовых турбулизирующих пластин (рис. 7.27). Они могут действовать как спойлеры на больших углах атаки, уменьшая создаваемое фюзеляжем демпфирование (излишнее демпфирование может приводить к возрастанию колебаний самолета в штопоре) и вызывая появление дополнительных моментов на кабрирование. Последнее может иметь смысл в тех случаях, когда возникает более пологий, с заметно меньшими колебаниями штопор, в котором ориентировка летчика значительно облегчается, но сохраняются еще достаточно хорошие характеристики выхода.

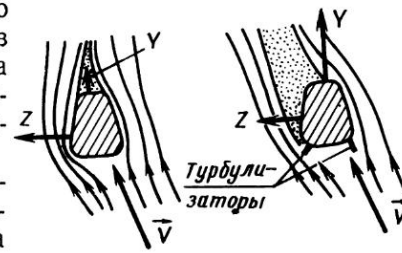


Рис. 7.27. Влияние низко расположенных турбулизирующих пластин на спектр обтекания носовой части фюзеляжа в штопоре

Другой возможностью использования аэродинамических моментов носовой части фюзеляжа для улучшения характеристик выхода самолета из штопора является создание дополнительной циркуляции на носовой части фюзеляжа (например, вращением носка), создающей боковую силу в требуемом направлении. При создании боковой силы на носовой части фюзеляжа, приводящей к появлению момента рыскания против штопора, последний легко может быть прекращен. Очень эффективным средством вывода самолета из штопора может оказаться использование систем непосредственного управления подъемной и боковой аэродинамическими силами. На самолетах, выход которых из штопора затруднен необходимостью применения специальных дополнительных средств вывода, требуется еще более тщательно отрабатывать надежные методы предупреждения и предотвращения попадания их на около- и закритические углы атаки. Такие самолеты, особенно если у них возникают кабрирующие моменты на больших закритических углах атаки, даже при полном отклонении ручки управления от себя, должны быть надежно защищены (системами ограничения предельных режимов) от выхода на указанные углы атаки. Одним из распространенных средств предупреждения непроизвольного выхода самолета на такие углы атаки является использование тактильной сигнализации с автоматическими устройствами (толкателями) для принудительной отдачи ручки управления (от себя — на положительных и на себя — на отрицательных углах атаки) в случае превышения самолетом предельно допустимых углов атаки.

Следует отметить одну характерную особенность некоторых современных самолетов. Раньше, на самолетах старых компоно-

вок, если результаты летных испытаний показывали неудовлетворительные характеристики сваливания, эти характеристики, как правило, можно было улучшать, применяя легко устанавливаемые специальные устройства (типа гребней, турбулизаторов), установка которых не требовала сложных доработок конструкции самолета. На современных самолетах некоторых типов это оказывается практически невозможным. Необходимое улучшение характеристик сваливания таких самолетов может быть достигнуто только посредством существенных модификаций их компоновочной схемы (в частности, это было осуществлено на некоторых самолетах с Т-образным хвостовым оперением, с крыльями изменяемой в полете стреловидности при сильном проявлении влияния аэроупругости). Конкретные конструктивные решения специальных устройств, улучшающих характеристики сваливания и штопора самолета, так же как и устройств типа ПША, обеспечивающих вывод самолета из этих режимов, определяются типом самолета, его назначением, конструктивными особенностями самолета и его систем.

ГЛАВА 8

МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ШТОПОРА

8.1. КРАТКИЙ ОБЗОР СОВРЕМЕННЫХ МЕТОДОВ

8.1.1. Общий подход к исследованиям

В последние годы методы изучения штопора значительно усовершенствовались. Разрабатываются новые методы исследования штопора. Последнее в основном обусловлено тем, что старые классические программы летных испытаний, трубных и аналитических исследований характеристик штопора (так же, как и сваливания) не всегда позволяют получать правильное представление о фактических характеристиках и, следовательно, маневренных возможностях самолета на больших углах атаки. Новый подход к изучению штопора предусматривает комплексное применение обширных взаимосвязанных программ теоретических, экспериментальных (наземных и летных) исследований штопора как модели, так и натурного самолета, охватывающих:

1) предварительное прогнозирование характеристик штопора, самолета с помощью специальных критериев (на этапах предэскизного и эскизного проектирования самолета);

2) предварительное аналитическое исследование аэродинамических, инерционных и других характеристик самолета, определяющих свойства его штопора (с использованием результатов испытаний аналогичных самолетов и их моделей на штопор) и, в первую очередь, сопротивляемость самолета непроизвольному попаданию в штопор;

3) статические и динамические испытания моделей в аэродинамических трубах (включая штопорную) и в свободном полете;

4) математическое и физическое моделирование динамики сваливания и штопора с помощью электронных цифровых (ЭЦВМ) и аналоговых (ЭАВМ) вычислительных машин на основании данных продувок и аэродинамического расчета (с использованием методов вычислительной аэродинамики);

5) летные испытания и исследования самолета и свободнолетающих моделей на режимах сваливания и штопора во всем эксплуатационном диапазоне исходных условий полета [17] с

обязательным выходом на наибольшие достижимые углы атаки при сваливании и в штопоре.

Программы таких исследований должны предусматривать статистико-вероятностную оценку получаемых характеристик (оценку математического ожидания и среднего квадратического отклонения, величину доверительного интервала и т. п.). Корреляция результатов производится с помощью ЭЦВМ и (или) ЭАВМ.

Используемые в настоящее время критерии предварительной оценки предполагаемых характеристик штопора проектируемых самолетов, как правило, позволяют только приближенно оценивать тенденции в изменении основных характеристик штопора. Примером этого является критерий, основанный на анализе диаграмм зависимости эффективности демпфирования, создаваемого вертикальным оперением, от распределения масс по самолету при различных значениях относительной плотности самолета. Надежных критериев предварительной оценки характеристик штопора пока еще нет. Однако даже использование таких весьма приближенных оценок может помочь конструкторам своевременно выявить нежелательные особенности рассматриваемых режимов. Разработаны такие критерии и для приближенной предварительной оценки сопротивляемости (или подверженности) самолета входу в штопор, характеристик выхода из штопора и др. Так, например, в качестве критерия предварительной оценки характеристик выхода самолета из штопора (при условии непревышения заданного запаздывания выхода — обычно не более двух витков) могут рассматриваться относительные коэффициенты моментов крена ($\overline{m}_x$), рыскания ($\overline{m}_y$) и тангажа ($\overline{m}_z$), определяемые выражениями:

$$\overline{m}_x = \frac{m_x}{e_{\text{шп}}},\quad \overline{m}_y = \frac{m_y}{e_{\text{шт}}} \text{ и } \overline{m}_z = \frac{m_z}{e_{\text{шг}}},$$

где $e_{\text{шт}} = \dfrac{J_{\text{ш}}\omega^2}{\varrho_H V_{\text{шт}}^2 Sl}$ — безразмерный коэффициент энергии штопора;

$J_{\text{ш}}$ — момент инерции самолета относительно оси штопора (в вертикальном штопоре);

ω — угловая скорость вращения самолета в штопоре.

Иногда для ориентировочной оценки соотношения инерционных и аэродинамических характеристик самолета используются приближенные критерии типа так называемого динамического параметра путевой устойчивости

$$m_{y\,\text{дин}}^{\beta} = m_y^{\beta}\cos\alpha - \frac{J_y}{J_x} m_x^{\beta}\sin\alpha$$

(для обеспечения благоприятных характеристик штопора самолета он должен быть отрицательным) и т. п.

Теоретический анализ аэродинамических и инерционных характеристик самолета в штопоре оказывается также весьма приближенным. Обусловлено это, в первую очередь, существенной нелинейностью изменения аэродинамических коэффициентов по углам атаки, угловым скоростям и т. п. На таких режимах полета аэродинамические характеристики в общем случае представляют собой сложные функциональные зависимости коэффициентов аэродинамических сил и моментов от кинематических параметров и параметров, определяющих режим полета:

$$C_{x,y,z} \text{ и } m_{x,y,z} = f(\alpha, \dot{\alpha}, \ddot{\alpha}, \beta, \dot{\beta}, \ddot{\beta}, \ldots, M, \dot{M}, Re,$$
$$Fr, Sh, \ldots, \delta_в, \delta_э, \delta_н, \ldots),$$

Эти коэффициенты зависят также от упругих деформаций конструкции (влияние аэроупругости), ряда эксплуатационных и метеорологических факторов. Как правило, такие зависимости полностью не могут быть получены ни посредством приближенной их оценки, ни даже по материалам испытаний в аэродинамических трубах (статических и динамических). Основное значение такого анализа — в выявлении тенденций влияния различных параметров на штопорные и противоштопорные (характеризующие способность самолета «противиться» попаданию в штопор) характеристики самолета. Оценка противоштопорных возможностей самолета чрезвычайно важна.

Большое значение имеет оценка взаимосвязи конструктивных и аэродинамических характеристик самолета на около- и закритических углах атаки. Пока известны только отдельные закономерности, однако и они весьма важны. Так, например, известно, что параметры фюзеляжа обычно оказывают заметно большее влияние на характеристики штопора, чем на характеристики полета на докритических углах атаки. Особенно сильно влияет форма (поперечное сечение, удлинение и др.) носовой части фюзеляжа, обусловливающая в значительной степени величины и направление действия создаваемых фюзеляжем моментов рыскания.

8. 1. 2. Испытания в аэродинамических трубах

Для оценки предполагаемых характеристик штопора самолета проводятся испытания геометрически и динамически подобных моделей в штопорной аэродинамической трубе.

Геометрическое подобие означает, что модель точно воспроизводит геометрическую форму самолета в заданном масштабе (необходимое, но не достаточное условие осуществления подобия аэродинамических характеристик). Динамическое подобие означает, что вес модели и распределение масс в ней находятся в определенном соответствии с весом самолета и распределением масс в нем (подобие инерционных характеристик — эллипсоидов инерции).

Штопорная труба представляет собой вертикальную аэродинамическую трубу закрытого типа с открытой или закрытой рабочей частью (рис. 8. 1). Это труба постоянной плотности. В такой трубе модель свободно входит в штопор в восходящем потоке воздуха, скорость которого V_0 выбирается такой, чтобы модель могла штопорить без снижения и набора высоты. Модель имеет отклоняющиеся рулевые поверхности, управление которыми производится специальным автопилотом, срабатывающим по заранее заданной временно́й зависимости или от дистанционно подаваемых команд оператора.

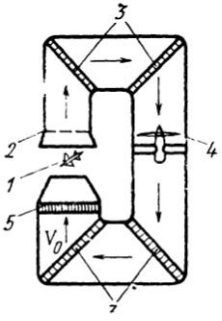


Рис. 8. 1. Схема штопорной аэродинамической трубы с открытой рабочей частью:

1—свободнолетающая модель в рабочей части трубы; *2*—задерживающая решетка; *3*—поворотные лопатки; *4*—вентилятор; *5*—спрямляющая решетка с задерживающей сеткой

Однако испытания в штопорной аэродинамической трубе полностью не отражают действительной картины штопора (даже вертикального) в натурных условиях. При таких испытаниях, в частности, не моделируется нестационарность процесса — изменение по времени плотности воздуха, скорости снижения, чисел Re и M и т. п.

В трубе не моделируются режим полета на больших высотах, а также режимы сваливания и переходный участок штопора. Не моделируются также влияния упругих деформаций конструкции, влияние работы реактивных двигателей и ряд других факторов. Метод запуска модели в штопор в трубе (обычно экспериментатор вносит модель в поток и вручную сообщает ей начальную угловую скорость) значительно отличается от того, что происходит в натурных условиях. А как было показано выше, исходное движение может весьма существенно сказываться на характере штопора. Существенное влияние на достоверность результатов испытаний в штопорной аэродинамической трубе оказывает, в частности, число Re испытаний и качество изготовления моделей.

Такое влияние (в первую очередь, на моменты тангажа и рыскания) может проявляться в том, что при натурных числах Re самолет будет иметь лучшие характеристики выхода из штопора, чем это можно было ожидать по материалам трубных испытаний модели при малых числах Re (масштабный эффект). Результаты трубных испытаний обычно дают приемлемое количественное совпадение с результатами натурных летных испытаний только для вертикального штопора на сравнительно небольших высотах. В некоторых случаях результаты трубных испытаний могут оказываться противоположными полетным данным даже при достаточно высоких значениях числа Re в трубе. Это может быть вызвано тем, что иногда даже весьма небольшие

отличия геометрических форм модели и натурного самолета (а точно воспроизвести в масштабе все нюансы внешней геометрии самолета вообще практически невозможно) могут приводить к весьма существенным изменениям характера обтекания при наличии срыва потока.

Определение действующих на модель аэродинамических сил и моментов и оценка эффективности органов управления в широком диапазоне углов атаки производятся в аэродинамических трубах как статическими, так и динамическими методами. При этом находятся коэффициенты аэродинамических сил и моментов, их производные, параметры, определяющие характеристики штопора (в частности, параметр демпфирования рыскания $m_y^{\bar{\omega}_y} - m_y^{\dot{\beta}} \cos\beta$) и т. п. Большое значение для анализа штопора имеет экспериментальное определение вращательных аэродинамических производных на закритических углах атаки. При этом широко применяется метод, основанный на использовании вращающегося прибора, метод вынужденных колебаний и т. п. Значительное внимание уделяется использованию различных методов визуализации потока (с помощью генератора дыма, методом масляной пленки и др.).

С помощью вращающихся приборов в аэродинамической трубе можно определять аэродинамические моменты и их производные, действующие в штопоре как на всю, так и на расчлененную модель. Испытания расчлененных моделей (отдельных их частей — фюзеляжа, крыла и т. п.) дают возможность определять влияние различных элементов модели в отдельности и их взаимодействие в целом. Такие испытания показывают, что на закритических углах атаки воздействие на обтекание и взаимовлияние отдельных элементов самолета могут оказаться существенно отличными от того, что наблюдается на докритических углах атаки. Так, в частности, было установлено, что у современных сверхзвуковых самолетов на положительных закритических углах атаки аэродинамический момент рыскания создается в основном фюзеляжем (в значительной степени — носовой его частью). Эффективность вертикального оперения значительно снижается. Создаваемый крылом при нейтральных элеронах аэродинамический момент рыскания, как правило, пренебрежимо мал. Зато величины вращательных производных $m_x^{\bar{\omega}_x}$ и $m_x^{\bar{\omega}_y}$ определяются в основном крылом. Определение спектров обтекания моделей на закритических углах атаки, изучение возникающих при этом вихревых систем с широким использованием методов визуализации потока производится как в аэродинамических, так и в гидродинамических трубах.

Схематическая установка для испытаний модели в аэродинамической трубе на вращающемся приборе, обеспечивающем две степени свободы, показана на рис. 8. 2. При таких испытаниях

модель, установленную под заданными углами атаки и скольжения в набегающем потоке ($V=\text{const}$), принудительно вращают с заданными угловыми скоростями (обычно $\omega=\text{const}$). Это позволяет находить зависимости аэродинамических сил и моментов от угловой скорости, а следовательно, и вращательные производные при различных значениях α и β. Для определения сил и моментов, действующих на вращающуюся модель, применяются обычно тензометрические весы.

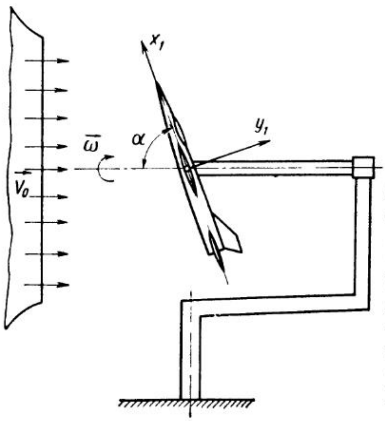


Рис 8 2. Установка модели на вращающемся приборе

С помощью указанного вращающегося прибора имитируются условия, соответствующие схематическому штопору (радиус штопора $r_{шт}=0$). Более точная имитация режима с учетом ненулевого радиуса штопора ($r_{шт}\neq 0$) требует значительного конструктивного усложнения прибора. Существуют расчетные методы, позволяющие приближенно определять величину радиуса штопора и учитывать влияние ненулевого радиуса на характеристики штопора. Это сравнительно сложные методы расчета, требующие, в частности, учета влияния кривизны траектории полета на аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет в штопоре. Такой расчет должен производиться по полной системе уравнений движения самолета с существенно нелинейными членами, с учетом всех видов взаимодействия продольного и бокового движений самолета. Решение таких систем нелинейных дифференциальных уравнений в общем случае требует применения вычислительных машин. Первые попытки аналитического решения сложной задачи о штопоре при условии $r_{шт}\neq 0$ были осуществлены за рубежом профессором Х. Глауэртом [54], а в Советском Союзе — профессором А. Н. Журавченко [6]. Эксперименты показывают, что коэффициенты аэродинамических сил и моментов в установившемся штопоре, определенные из условий $r_{шт}=0$ и $r_{шт}\neq 0$, обычно незначительно различаются между собой. Поэтому для изучения установившегося (квазиустановившегося) штопора нецелесообразно проводить испытания модели на вращающемся приборе при $r_{шт}\neq 0$. Для анализа существенно неустановившихся режимов штопора необходимо получать данные, определяемые на вращающемся приборе при условии $r_{шт}\neq 0$.

Теоретический расчет штопора и тем более — выхода самолета из штопора, является чрезвычайно сложным и невозможен без использования исходных экспериментальных данных. При расчете установившегося режима штопора рассматривается рав-

новесие аэродинамических и инерционных моментов (см. гл. 3). Расчет выхода самолета из штопора в принципе можно проводить двояко. Первый подход — изучение условий, при которых штопор самолета с рассматриваемыми положениями рулей вообще невозможен. Второй подход — определение таких условий, при которых интенсивность вращения самолета с рассматриваемыми положениями рулей снижается настолько, что в некоторый момент времени самолет может выходить на докритические углы атаки, когда возникает интенсивное аэродинамическое демпфирование крена. Летные исследования штопора показывают, что в действительности обычно так и происходит: при отклонении рулей на вывод к исходному движению самолета в штопоре добавляются возрастающие колебания, благодаря которым самолет через некоторое время выходит на докритические углы атаки («выбивается» из штопора). Продолжительность такого переходного процесса — выхода самолета из штопора — зависит от устойчивости движения самолета в режиме и эффективности его органов управления в штопоре. Задавшись предельно допустимым запаздыванием выхода (например, 2 витка или 12—15 с), можно оценить требуемую эффективность рулей для вывода самолета из штопора. Зависимость требуемых управляющих аэродинамических моментов от запаздывания выхода является существенно нелинейной функцией. Получив такую зависимость расчетным путем, а затем скорректировав ее по двум-трем точкам, найденным из летного эксперимента, получают достаточно надежную кривую для определения требуемых отклонений (требуемой эффективности) рулей для вывода самолета из штопора.

8. 1. 3. Испытания свободнолетающих моделей

В последние годы широкое распространение получили методы изучения характеристик сваливания, входа в штопор, штопора и выхода из него с помощью свободнолетающих моделей (СЛМ). Обычно они управляются по радио. Применение крупномасштабных динамически и геометрически подобных СЛМ значительно расширяет возможности аэродинамических исследований, начиная с этапа эскизного (и даже предэскизного) проектирования самолета до его летных испытаний. Свободнолетающие модели позволяют моделировать штопор (выполнять натурное моделирование) до значительно бóльших чисел Re, M и высот динамического подобия, чем это возможно в аэродинамических трубах. Эти модели обеспечивают возможность изучения динамики свободного полета в натурных условиях — в неограниченном пространстве, что существенно расширяет область моделируемых режимов. Оказывается возможным изучать режимы с переходом от положительных закритических к отрицательным закритическим углам атаки, с проявлением аэроинерционного вращения и т. п. Запуск СЛМ в свободный

полет производится с самолета-носителя (вертолета-носителя), либо с наземной стартовой установки.

Сопоставление результатов аналитических исследований, основанных на материалах испытаний в аэродинамических трубах, и испытаний СЛМ показывает, что между ними могут быть существенные различия, особенно в характеристиках выхода из штопора. Обусловлено это рядом причин. Как уже указывалось,

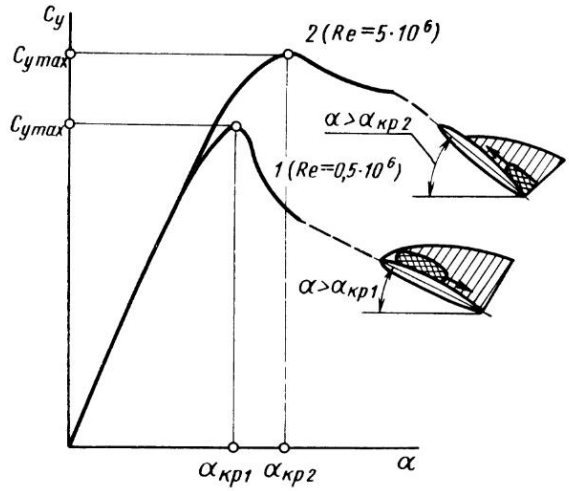


Рис 8.3. Влияние числа Re на протекание кривой $C_y=f(\alpha)$

весьма существенную роль в обеспечении подобия режимов штопора играет подобие по вязкости, т. е. величины числа Re. На рис. 8.3 показано влияние вязкости на несущие свойства самолета. В области экстремума кривой $C_y=f(\alpha)$ при различных значениях числа Re имеет место качественно другой характер ее протекания. Так, в частности, при меньшем числе Re наблюдается более ранний срыв потока, сопровождающийся резким падением подъемной силы. Обусловлено это тем, что в данном случае возникает срыв потока с передней кромки. При большем числе Re срыв потока оказывается значительно затянутым ($\alpha_{кр\,2}>\alpha_{кр\,1}$), кривая $C_y=f(\alpha)$ имеет пологий максимум с последующим постепенным падением подъемной силы на закритических углах атаки. Такой характер хода кривой объясняется существенно другим типом срыва потока — срывом с задней кромки крыла (диффузорный отрыв потока). Заметное влияние могут также оказывать турбулентность потока в аэродинамической трубе и качество отделки поверхности модели.

Значительное влияние на расхождение результатов расчетов (основанных на аэродинамических коэффициентах, полученных

из продувки) и летных испытаний СЛМ может оказывать, в частности, различие в создаваемых фюзеляжем аэродинамических моментах рыскания. Величина и даже знак таких моментов могут зависеть от ряда случайных факторов, обусловливающих асимметрию обтекания самолета. Даже при проведении ряда испытаний на одной и той же модели в практически одинаковых условиях результаты могут значительно различаться между собой. Аэродинамические моменты рыскания в общем случае нелинейно зависят от α, β, $\bar{\omega}_y$ и ряда других параметров. Особенно большие величины таких моментов могут возникать на современных сверхзвуковых самолетах с удлиненной носовой частью фюзеляжа. Как уже указывалось, на закритических углах атаки эти моменты обычно бывают авторотирующими. При определенных формах носовой части фюзеляжа создаваемые им аэродинамические моменты рыскания с увеличением числа Re могут даже изменять свой знак.

Поэтому аналитическое изучение штопора современных самолетов с использованием информации об аэродинамических характеристиках самолета, полученной по материалам продувок моделей в аэродинамических трубах, представляется целесообразным в основном при проведении предварительных параметрических исследований, т. е. главным образом для качественной оценки явлений. С целью повышения сходимости аналитических данных с натурными следует пользоваться аэродинамическими коэффициентами и их производными, определяемыми непосредственно в полете (по возможности на натурном самолете). Основанные на таких данных расчеты штопора (особенно с помощью ЭЦВМ) позволяют значительно повысить достоверность результатов. Проводимые таким образом параметрические исследования позволяют не только уверенно оценивать влияние различных факторов в объеме, значительно превышающем возможности лабораторного или летного эксперимента, но и более рационально проводить летные испытания натурных самолетов на штопор.

Окончательное заключение о характеристиках сваливания и штопора может быть получено только по результатам летных испытаний самолета, которые должны проводиться в условиях, максимально приближающихся к эксплуатационным. Начинать летные испытания следует с использования классических методов ввода самолета в штопор. А затем переходить к имитациям наиболее вероятных для данного типа самолетов случаев непроизвольного попадания в штопор: в условиях имитируемого воздушного боя с произвольным положением рулей на входе в штопор (с обязательным учетом фактора неожиданности и возможных при этом ошибок пилотирования), при внезапном асимметричном отказе критического двигателя, в условиях обледенения и т. п. В таких испытаниях должны оцениваться как характеристики вывода самолета из сваливания и штопора, так и сте-

пень сопротивляемости данного самолета непроизвольному попаданию в такие режимы. Оценка запаса противосрывных и противоштопорных возможностей самолета (сопротивляемости попаданию в сваливание и штопор) необходима для определения уровня безопасности полета, в частности, на больших углах атаки, при маневрировании с предельно возможными углами скольжения и угловыми скоростями.

8. 1. 4. Обеспечение подобия при испытаниях моделей

Динамические испытания СЛМ позволяют исследовать особенности полета и пилотирования в условиях, максимально приближающихся к натурным (с учетом масштабного эффекта), во всем диапазоне критических режимов: от входа в сваливание до выхода из штопора. Лучше всего обеспечивается подобие на тяжелых крупномасштабных СЛМ. Обычно это радиоуправляемые модели многократного использования, оснащенные регистрирующей измерительной аппаратурой. Для обеспечения динамического подобия, если линейные размеры модели в k раз меньше линейных размеров натурного самолета (здесь k — масштаб линейных размеров), то площадь крыла модели должна быть уже в k^2 раз меньше площади крыла самолета. Вес модели должен быть в k^3 раз меньше веса самолета, а ее моменты инерции — меньше в k^5 раз. Достичь такого подобия трудно. Для обеспечения полного подобия (при наличии геометрического и динамического подобия) числа Re, M, Fr, Sh и другие критерии подобия в модельном эксперименте должны быть такими же, как и в натурных условиях. Однако известно, что, например, обеспечивая подобие по числам Re (влияние вязкости, масштабный эффект) и M (влияние сжимаемости), невозможно одновременно с этим обеспечить и подобие по числу Fr (влияние весомости). Поэтому на практике достигается только частичное (неполное) подобие.

Обозначим параметры, относящиеся к модели, индексом «м», а относящиеся к самолету будем писать без индекса. Если удельная нагрузка на крыло у самолета равна $p_{уд}=G/S$, то для достижения динамического подобия удельная нагрузка на крыло у модели должна быть

$$p_{уд.м}=\frac{G_м}{S_м}=\frac{G}{k^3}:\frac{S}{k^2}=\frac{1}{k}\frac{G}{S},$$

где $k=\frac{l}{l_м}$ — упоминавшийся выше масштаб (коэффициент уменьшения) линейных размеров.

Безразмерная скорость движения центра тяжести самолета в штопоре $\bar{V}=V_{шт}/V_0$ остается при моделировании неизменной. Начальная скорость движения центра тяжести V_0 пропорциональна корню квадратному из удельной нагрузки на крыло. Сле-

довательно, размерная скорость движения модели в штопоре должна быть

$$V_{\text{шт.м}}=\overline{V}V_{0\text{м}}=\frac{V_{\text{шт}}}{\sqrt{\text{k}}}.$$

Безразмерная угловая скорость вращения $\bar{\omega}=\frac{\omega l}{2V_{\text{шт}}}$ также остается неизменной, поэтому размерная угловая скорость вращения модели $\omega_{\text{м}}$ равна

$$\omega_{\text{м}}=\bar{\omega}\frac{2V_{\text{шт.м}}}{l_{\text{м}}}=\omega\sqrt{\text{k}}.$$

Следовательно, скорость движения центра тяжести модели в штопоре должна быть в $\sqrt{\text{k}}$ раз меньше, а угловая скорость вращения в $\sqrt{\text{k}}$ раз больше, чем у самолета.

Для приближения значений числа Re при испытаниях моделей к натурным значениям требуется уменьшать высóты проведения эксперимента (обеспечивать бóльшую массовую плотность воздуха на высоте полета модели $\varrho_{\text{м}}$). Относительная плотность $\mu=\frac{2m}{\varrho S b_{\text{A}}}$ модели и самолета должна быть одинаковой. Безразмерные радиусы инерции $\left(\text{например } \bar{r}_x=\frac{2}{l}\sqrt{\frac{J_x}{m}}\right)$ также должны быть соответственно равны. Тогда масса и моменты инерции модели определяются формулами

$$G_{\text{м}}=G\frac{\varrho_{\text{м}}}{\varrho}\frac{1}{\text{k}^3} \text{ и } J_{\text{м}}=J\frac{\varrho_{\text{м}}}{\varrho}\frac{1}{\text{k}^5}.$$

Безразмерное время $\tau=\frac{2m}{\varrho SV}$ на модели и на самолете должно быть одинаковым. Следовательно, размерное время при испытаниях модели $t_{\text{м}}$ и натурного самолета t связано соотношением $t_{\text{м}}=\frac{t}{\sqrt{\text{k}}}$. Скорости отклонения органов управления $\dot{\delta}=\frac{d\delta}{dt}$ на вводе в штопор и выводе из штопора должны быть связаны зависимостью $\dot{\delta}_{\text{м}}=\dot{\delta}\text{k}$. Из условий геометрического подобия находим соотношение для потерь высоты за один виток штопора

$$\Delta H_{\text{м}}=\frac{\Delta H}{\text{k}}.$$

Углы атаки, скольжения, крена и тангажа, а также количество витков штопора не зависят от масштаба модели.

8.2. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА

8.2.1. Уравнения движения в общем случае

Уравнения движения самолета как твердого тела постоянной массы в общем случае могут быть получены из законов сохранения количества и момента количества движения. Воспользовавшись законом сохранения количества движения, получаем уравнение движения центра тяжести (центра масс) самолета, которое в векторной форме можно представить в следующем виде (уравнение сил):

$$m\frac{d\vec{V}}{dt}+m[\vec{\omega},\ \vec{V}]=\vec{R}+\vec{G}, \tag{8.1}$$

где m — масса самолета;

$\vec{V}$ — вектор скорости движения центра тяжести самолета;

$\vec{\omega}$ — вектор угловой скорости вращения принятой системы осей координат (с началом в центре тяжести самолета) относительно земной системы осей координат;

$\vec{R}$ — главный вектор действующих на самолет внешних сил (кроме сил тяжести и инерции);

$\vec{G}$ — вектор силы тяжести.

Из закона сохранения момента количества движения находим уравнение движения самолета относительно его центра тяжести (центра масс). Это уравнение моментов, которое в векторной форме может быть записано в виде

$$\frac{d\vec{L}}{dt}+[\vec{\omega},\ \vec{L}]=\vec{M}, \tag{8.2}$$

где $\vec{L}$ — главный вектор момента количества движения самолета;

$\vec{M}$ — главный вектор моментов действующих на самолет внешних сил относительно центра тяжести самолета. Векторные уравнения (8.1) и (8.2) в общем случае представляют собой систему нелинейных дифференциальных уравнений с переменными коэффициентами. Проектируя входящие в эту систему векторы на оси принятой системы координат, плоскость xOy которой совпадает с плоскостью симметрии самолета, получаем систему уравнений в проекциях на эти оси:

$$
\left.
\begin{aligned}
&m\left(\frac{dV_x}{dt}+\omega_y V_z-\omega_z V_y\right)=R_x+G_x;\\
&m\left(\frac{dV_y}{dt}+\omega_z V_x-\omega_x V_z\right)=R_y+G_y;\\
&m\left(\frac{dV_z}{dt}+\omega_x V_y-\omega_y V_x\right)=R_z+G_z;\\
&J_x\frac{d\omega_x}{dt}+(J_z-J_y)\,\omega_y\omega_z+J_{xy}\left(\omega_x\omega_z-\frac{d\omega_y}{dt}\right)=M_x;\\
&J_y\frac{d\omega_y}{dt}+(J_x-J_z)\,\omega_x\omega_z-J_{xy}\left(\omega_y\omega_z+\frac{d\omega_x}{dt}\right)=M_y;\\
&J_z\frac{d\omega_z}{dt}+(J_y-J_x)\,\omega_x\omega_y-J_{xy}\left(\omega_x^2-\omega_y^2\right)=M_z.
\end{aligned}
\right\} \qquad (8.3
$$

Здесь

$V_{x,y,z}$ — проекции скорости движения центра тяжести самолета на оси принятой системы координат;

$\omega_{x,y,z}$ — проекции угловой скорости вращения самолета на оси принятой системы координат;

$R_{x,y,z}$ — проекции результирующей действующих на самолет внешних сил;

$M_{x,y,z}$ — проекции результирующего момента действующих на самолет внешних сил;

$G_{x,y,z}$ — проекции силы тяжести;

J_x, J_y, J_z — моменты инерции самолета относительно осей принятой системы координат;

J_{xy} — центробежный момент инерции самолета.

8.2.2. Системы уравнений для моделирования

Для моделирования штопора на ЭАВМ в качестве принятой системы осей координат удобно брать связанную систему (x_1, y_1, z_1), полагая, что ее оси совпадают с главными осями инерции самолета. Для облегчения задачи при проведении параметрических исследований можно предположить, что углы скольжения будут относительно невелики, так что $\sin\beta\approx\beta$ и $\cos\beta\approx 1$, а влиянием изменения чисел M и Re можно пренебречь. Предположим также, что рассматривается движение с неработающим двигателем ($P=0$), а связанным с этим изменением аэродинамических характеристик самолета можно пренебречь.

Воспользуемся известными кинематическими соотношениями, которые при принятых допущениях приобретают вид

$$
\left.
\begin{aligned}
&\dot{\vartheta}=\omega_{y1}\sin\gamma+\omega_{z1}\cos\gamma;\\
&\dot{\gamma}=\omega_{x1}+(\omega_{z1}\sin\gamma-\omega_{y1}\cos\gamma)\,\mathrm{tg}\,\vartheta;\\
&\dot{H}=V\cos\alpha\sin\vartheta-V\sin\alpha\cos\gamma\cos\vartheta-V\beta\sin\gamma\cos\vartheta.
\end{aligned}
\right\} \qquad (8.4)
$$

При сделанных допущениях из выражений (8.3) и (8.4) могут быть найдены следующие две приближенные системы уравнений:

I система, полученная в предположении о постоянстве высоты и скорости полета ($H=\text{const}$, $V=\text{const}$), в дальнейшем называемая упрощенной системой уравнений;

II система, полученная с учетом изменения высоты и скорости полета в режиме ($H=\text{Var}$, $V=\text{Var}$), в дальнейшем называемая для краткости более полной системой уравнений.

I система уравнений (упрощенная)

$$
\left.
\begin{aligned}
&\dot{\alpha}=a_{11}\frac{1}{\cos\alpha}+a_{12}\frac{\beta\omega_{x1}}{\cos\alpha}+a_{13}\omega_{z1}+a_{14}\frac{\cos\vartheta\cos\gamma}{\cos\alpha}+a_{15};\\
&\dot{\beta}=a_{21}\beta+a_{22}\omega_{y1}\cos\alpha+a_{23}\omega_{x1}\sin\alpha+a_{24}\cos\vartheta\sin\gamma+a_{25};\\
&\dot{\omega}_{x1}=a_{31}\omega_{y1}\omega_{z1}+a_{32}\beta+a_{33}\omega_{x1}+a_{34}\omega_{y1}+a_{35}+a_{36};\\
&\dot{\omega}_{y1}=a_{41}\omega_{x1}\omega_{z1}+a_{42}\beta+a_{43}\omega_{x1}+a_{44}\omega_{y1}+a_{45}\omega_{z1}+a_{46}+a_{47};\\
&\dot{\omega}_{z1}=a_{51}\omega_{x1}\omega_{y1}+a_{52}|\beta|+a_{53}\omega_{y1}+a_{54}\omega_{z1}+a_{55}+a_{56}\dot{\alpha}+a_{57},\\
&\dot{\vartheta}=a_{61}\omega_{y1}\sin\gamma+a_{62}\omega_{z1}\cos\gamma;\\
&\dot{\gamma}=a_{71}\omega_{x1}+a_{72}\omega_{y1}\cos\gamma\operatorname{tg}\vartheta+a_{73}\omega_{z1}\sin\gamma\operatorname{tg}\vartheta.
\end{aligned}
\right\}\quad(8.5)
$$

Входящие в систему уравнений (8.5) коэффициенты a_{ji} определяются следующими выражениями:

$$
\left.
\begin{aligned}
&a_{11}=-\frac{SQ_HV}{2m}C_{y1}(\alpha),\quad a_{12}=-1,\quad a_{13}=1,\quad a_{14}=\frac{g}{V},\\
&a_{15}=-\frac{SQ_HV}{2m}C_{y1}^{\delta_в}(\alpha)\,\Delta\delta_в(t),\quad a_{21}=\frac{SQ_HV}{2m}C_{z1}^{\beta}(\alpha),\\
&a_{22}=1,\quad a_{23}=1,\quad a_{24}=\frac{g}{V},\quad a_{25}=\frac{SQ_HV}{2m}C_{z1}^{\delta_н}(\alpha)\,\Delta\delta_н(t),\\
&a_{31}=\frac{J_y-J_z}{J_x},\quad a_{32}=\frac{SlQ_HV^2}{2J_x}m_{x1}^{\beta}(\alpha),\quad a_{33}=\frac{SlQ_HV^2}{2J_x}m_{x1}^{\omega_{x1}}(\alpha),\\
&a_{34}=\frac{SlQ_HV^2}{2J_x}m_{x1}^{\omega_{y1}}(\alpha),\quad a_{35}=\frac{SlQ_HV^2}{2J_x}m_{x1}^{\delta_н}(\alpha)\,\Delta\delta_н(t),\\
&a_{36}=\frac{SlQ_HV^2}{2J_x}m_{x1}^{\delta_э}(\alpha)\,\Delta\delta_э(t),\quad a_{41}=\frac{J_z-J_x}{J_y},\\
&a_{42}=\frac{SlQ_HV^2}{2J_y}m_{y1}^{\beta}(\alpha),\quad a_{43}=\frac{SlQ_HV^2}{2J_y}m_{y1}^{\omega_{x1}}(\alpha),\\
&a_{44}=\frac{SlQ_HV^2}{2J_y}m_{y1}^{\omega_{y1}}(\alpha),\quad a_{45}=\frac{-J_p\omega_p}{J_y},\\
&a_{46}=\frac{SlQ_HV^2}{2J_y}m_{y1}^{\delta_н}(\alpha)\,\Delta\delta_н(t),\quad a_{47}=\frac{SlQ_HV^2}{2J_y}m_{y1}^{\delta_э}(\alpha)\,\Delta\delta_э(t),
\end{aligned}
\right\}\quad(8.6)
$$

$$a_{51}=\frac{J_x-J_y}{J_z},$$

$$a_{52}=\frac{Sb_A\varrho_H V^2}{2J_z}\,m_{z1}^{\beta}(\alpha),\quad a_{53}=\frac{J_p\omega_p}{J_z},$$

$$a_{54}=\frac{Sb_A\varrho_H V^2}{2J_z}\,m_{z1}^{\omega_{z1}}(\alpha),\quad a_{55}=\frac{Sb_A\varrho_H V^2}{2J_z}\,m_{z1}(\alpha),$$

$$a_{56}=\frac{Sb_A\varrho_H V^2}{2J_z}\,m_{z1}^{\dot\alpha}(\alpha),\quad a_{57}=\frac{Sb_A\varrho_H V^2}{2J_z}\,m_{z1}^{\delta_в}(\alpha)\,\Delta\delta_в(t),$$

$$a_{61}=1,\ a_{62}=1,\ a_{71}=1,\ a_{72}=-1,\ a_{73}=1. \qquad (8.6)$$

II система уравнений (более полная)

$$\dot\alpha=b_{11}\frac{\varrho_H V}{\cos\alpha}+b_{12}\frac{\omega_{x1}\beta}{\cos\alpha}+b_{13}\omega_{z1}+b_{14}\frac{\cos\vartheta\cos\gamma}{V\cos\alpha}+b_{15}\frac{\dot V\operatorname{tg}\alpha}{V}+$$
$$+b_{16}\frac{\varrho_H V}{\cos\alpha};$$

$$\dot\beta=b_{21}\varrho_H V\beta+b_{22}\omega_{y1}\cos\alpha+b_{23}\omega_{x1}\sin\alpha+$$
$$+b_{24}\frac{\cos\vartheta\sin\gamma}{V}+b_{25}\frac{\dot V\beta}{V}+b_{26}\varrho_H V;$$

$$\dot\omega_{x1}=b_{31}\omega_{y1}\omega_{z1}+b_{32}\varrho_H V^2\beta-b_{33}\varrho_H V^2\omega_{x1}+$$
$$+b_{34}\varrho_H V^2\omega_{y1}+b_{35}\varrho_H V^2+b_{36}\varrho_H V^2;$$

$$\dot\omega_{y1}=b_{41}\omega_{x1}\omega_{z1}+b_{42}\varrho_H V^2\beta+b_{43}\varrho_H V^2\omega_{x1}+b_{44}\varrho_H V^2\omega_{y1}+$$
$$+b_{45}\omega_{z1}+b_{46}\varrho_H V^2+b_{47}\varrho_H V^2;$$

$$\dot\omega_{z1}=b_{51}\omega_{x1}\omega_{y1}+b_{52}\varrho_H V^2|\beta|+b_{53}\omega_{y1}+b_{54}\varrho_H V^2\omega_{z1}+$$
$$+b_{55}\varrho_H V^2+b_{56}\varrho_H V^2\dot\alpha+b_{57}\varrho_H V^2; \qquad (8.7)$$

$$\dot\vartheta=b_{61}\omega_{y1}\sin\gamma+b_{62}\omega_{z1}\cos\gamma;$$

$$\dot\gamma=b_{71}\omega_{x1}+b_{72}\omega_{y1}\cos\gamma\operatorname{tg}\vartheta+b_{73}\omega_{z1}\sin\gamma\operatorname{tg}\vartheta;$$

$$\dot V=b_{81}\frac{\varrho_H V^2}{\cos\alpha}+b_{82}V\dot\alpha\operatorname{tg}\alpha+b_{83}V\omega_{z1}\operatorname{tg}\alpha+b_{84}\frac{V\omega_{y1}\beta}{\cos\alpha}+$$
$$+b_{85}\frac{\sin\vartheta}{\cos\alpha}+b_{86}\frac{\varrho_H V^2}{\cos\alpha};$$

$$\dot H=b_{91}V\cos\alpha\sin\vartheta+b_{92}V\sin\alpha\cos\vartheta\cos\gamma+$$
$$+b_{93}V\beta\cos\vartheta\sin\gamma.$$

Коэффициенты системы уравнения (8.7) равны:

$$
\begin{aligned}
&b_{11} = -\frac{S}{2m} C_{y1}(\alpha),\ b_{12} = -1,\ b_{13} = 1,\ b_{14} = g,\\
&b_{15} = -1,\quad b_{16} = -\frac{S}{2m} C_{y1}^{\delta_в}(\alpha)\,\Delta\delta_в(t),\quad b_{21} = \frac{S}{2m} C_{z1}^{\beta}(\alpha),\\
&b_{22} = 1,\ b_{23} = 1,\ b_{24} = g,\\
&b_{25} = -1,\quad b_{26} = \frac{S}{2m} C_{z1}^{\delta_н}(\alpha)\,\Delta\delta_н(t),\quad b_{31} = \frac{J_y - J_z}{J_x},\\
&b_{32} = \frac{Sl}{2J_x} m_{x1}^{\beta}(\alpha),\ b_{33} = \frac{Sl}{2J_x} m_{x1}^{\omega_{x1}}(\alpha),\\
&b_{34} = \frac{Sl}{2J_x} m_{x1}^{\omega_{y1}}(\alpha),\ b_{35} = \frac{Sl}{2J_x} m_{x1}^{\delta_н}(\alpha)\,\Delta\delta_н(t),\\
&b_{36} = \frac{Sl}{2J_x} m_{x1}^{\delta_э}(\alpha)\,\Delta\delta_э(t),\quad b_{41} = \frac{J_z - J_x}{J_y},\\
&b_{42} = \frac{Sl}{2J_y} m_{y1}^{\beta}(\alpha),\ b_{43} = \frac{Sl}{2J_y} m_{y1}^{\omega_{x1}}(\alpha),\\
&b_{44} = \frac{Sl}{2J_y} m_{y1}^{\omega_{y1}}(\alpha),\ b_{45} = -\frac{J_р\omega_р}{J_y},\\
&b_{46} = \frac{Sl}{2J_y} m_{y1}^{\delta_н}(\alpha)\,\Delta\delta_н(t),\quad b_{47} = \frac{Sl}{2J_y} m_{y1}^{\delta_э}(\alpha)\,\Delta\delta_э(t),\\
&b_{51} = \frac{J_x - J_y}{J_z},\quad b_{52} = \frac{Sb_A}{2J_z} m_{z1}^{\beta}(\alpha),\ b_{53} = \frac{J_р\omega_р}{J_z},\\
&b_{54} = \frac{Sb_A}{2J_z} m_{z1}^{\omega_{z1}}(\alpha),\quad b_{55} = \frac{Sb_A}{2J_z} m_{z1}(\alpha),\\
&b_{56} = \frac{Sb_A}{2J_z} m_{z1}^{\dot{\alpha}}(\alpha),\quad b_{57} = \frac{Sb_A}{2J_z} m_{z1}^{\delta_в}(\alpha)\,\Delta\delta_н(t),\\
&b_{61} = 1,\ b_{62} = 1,\ b_{71} = 1,\ b_{72} = -1,\\
&b_{73} = 1,\quad b_{81} = -\frac{S}{2m} C_{x1}(\alpha),\quad b_{82} = 1,\\
&b_{83} = -1,\ b_{84} = -1,\quad b_{85} = -g,\\
&b_{86} = -\frac{S}{2m} C_{x1}^{\delta_в}(\alpha)\,\Delta\delta_в(t),\quad b_{91} = 1,\\
&b_{92} = -1,\quad b_{93} = -1.
\end{aligned}
\qquad (8.8)
$$

8.3. МОДЕЛИРОВАНИЕ ШТОПОРА

Моделирование является наиболее перспективным методом предварительного определения характеристик самолета до начала летных испытаний. Физическое моделирование при наличии включенного в контур управления самолета летчика (человека-оператора) позволяет получать ценную подробную информацию об особенностях поведения, устойчивости и управ-

ляемости самолета при сваливании и в штопоре. Отработка и уточнение программ летных испытаний могут и должны производиться с использованием моделирующих установок. Это позволит, в частности, дать оценку различных методов вывода самолета из сваливания и штопора в самом широком диапазоне начальных условий, провести соответствующую подготовку летчиков-испытателей. Моделирование условий полета, проводимое в процессе и после завершения летных испытаний (с корректировкой исходных данных по результатам этих испытаний) достаточно правильно отражает картину движения самолета и позволяет сделать более полные выводы по результатам летных испытаний. Сложные задачи решаются, как правило, с помощью ЭЦВМ, однако при физическом моделировании предпочтение отдается обычно ЭАВМ. Наиболее сложные задачи целесообразно решать, сопрягая ЭАВМ и ЭЦВМ, сочетая методы математического и физического моделирования.

8. 3. 1. Методика моделирования

Рассмотрим метод физического моделирования штопора, позволяющий проводить параметрические исследования с варьированием параметров самолета в широких пределах и сопоставлением различных методов пилотирования. Установка для такого моделирования обычно представляет собой стенд-тренажер в виде кабины самолета, соединенный с ЭАВМ. Оператор (летчик) «пилотирует» самолет на стенде, вводя его в штопор, выполняя режим штопора и производя вывод из штопора в различных заданных условиях. Этот же стенд может быть использован и как тренажер для летного состава. Кабина тренажера бывает неподвижной или подвижной. Наиболее полно можно имитировать штопор при моделировании и тренировке летчиков на стендах с подвижной кабиной. Такая кабина со всем необходимым приборным оборудованием устанавливается на центрифуге, служащей для создания требуемых угловых скоростей и ускорений. По отзывам летчиков, имитация сваливания и штопора на таких стендах достаточно хорошо отражает условия натурного полета. Для обеспечения возможности имитации непроизвольного сваливания и попадания в штопор, например истребителя в реальных условиях воздушного боя (маневренный бой двух истребителей), используются сложные пилотажные стенды-тренажеры, состоящие из двух кабин. Такие стенды оборудуются системой индикации обстановки воздушного боя. На них можно воспроизводить условия сваливания и входа в штопор, наиболее близкие к натурным при непроизвольном попадании самолета на эти режимы в реальных условиях.

Рассмотрим некоторые результаты моделирования штопора сверхзвукового самолета США со стреловидным крылом ($\chi = 55°$), при удельной нагрузке на крыло $p_{уд} = 300$ кгс/м^2, с соот-

ношением моментов инерции $J_x:J_y$ порядка 1:13. В качестве исходных аэродинамических данных были приняты аэродинамические коэффициенты и их производные, определенные из продувок модели самолета в аэродинамической трубе. На рис. 8.4

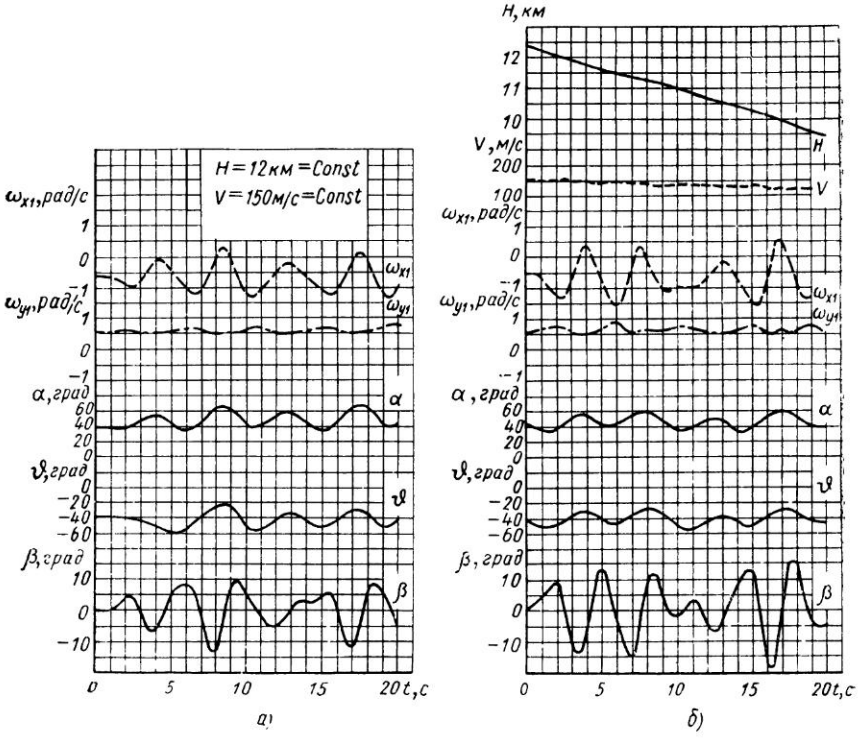


Рис. 8.4. График режима левого нормального штопора, смоделированного по более полной (*а*) и упрощенной (*б*) системам уравнений движения самолета

приведены два режима штопора, смоделированные по упрощенной системе уравнений (8.5) и более полной системе (8.7). Графики подтверждают, что при сравнительно непродолжительных режимах штопора (порядка 20÷30 с) на средних высотах для проведения параметрических исследований допустимо рассматривать штопор как движение самолета с постоянной скоростью в среде постоянной плотности ($V=\text{const}$, $\varrho_H=\text{const}$), что значительно упрощает задачу.

8.3.2. Анализ результатов моделирования штопора типа падения листом

Режимы нормального штопора типа падения листом по спиралевидной траектории были получены при моде-

лировании на ЭАВМ, в котором принимались зависимости коэффициента момента тангажа от угла атаки и коэффициента момента рыскания от угла скольжения, приведенные на рис. 6.13 и 6.14 (сплошная кривая). Для более глубокого понимания физической картины взаимосвязи сил и моментов, действующих на самолет в таком штопоре, проведем анализ соотношения величин отдельных членов уравнений движения, по которым был смоделирован указанный режим. Это был сравнительно непродолжительный штопор с относительно небольшой скоростью снижения самолета, поэтому оказалось возможным моделировать его по упрощенной системе уравнений (8.5).

Для анализа соотношения величин отдельных членов уравнений системы (8.5) обозначим все члены правых частей этих уравнений буквами A с соответствующими числовыми индексами. Например, первый член правой части первого уравнения обозначим $A_{11}=a_{11}\frac{1}{\cos\alpha}$, первый член правой части втрого уравнения $A_{21}=a_{21}\beta$ и т. д.

Для оценки соотношения абсолютных величин членов уравнений представим их в относительном виде:

$$\bar{A}_{1i}=\frac{|A_{1i}|}{\sum_{i=1}^{5}|A_{1i}|}100\%,\quad \bar{A}_{2i}=\frac{|A_{2i}|}{\sum_{i=1}^{5}|A_{2i}|}100\%\ \text{ и т. д.}$$

Здесь A_{1i} — алгебраическая величина i-го члена правой части первого уравнения системы (8.5).

Относительные и абсолютные величины $\bar{A}_{ji}$ (индекс j обозначает номер уравнения рассматриваемой системы), полученные для указанного выше режима штопора на его участке продолжительностью в 6 с (начиная с момента $t=22$ с, т. е. через 22 с после начала штопора), показаны на диаграммах, приведенных на рис. 8.5 и 8.6.

Из диаграммы (рис. 8.6) видно, что до момента $t\approx 22{,}25$ с ($\alpha=\alpha_{max}=78°$) происходит нарастание угла атаки — в основном под действием членов A_{13} (влияние $\omega_{z1}>0$) и A_{12} (влияние $\beta>0$ и $\omega_{x1}<0$) первого уравнения системы (8.5). После момента $t\approx 22{,}25$ с член A_{12} меняет свой знак — становится отрицательным, а его абсолютная величина начинает интенсивно нарастать, что обусловлено появлением и быстрым развитием значительного левого скольжения. В свою очередь, нарастание левого скольжения вызвано увеличением абсолютной величины отрицательного члена A_{23} второго уравнения системы (8.5) под влиянием увеличения угла атаки и некоторого возрастания $|\omega_{x1}|$, обусловленного действием момента поперечной статической устойчивости самолета (член $A_{32}<0$ при $\beta>0$). При этом угловая скорость рыскания уменьшается в основном под действием отрицательных инерционного (член A_{41}) и аэродинамического дестаби-

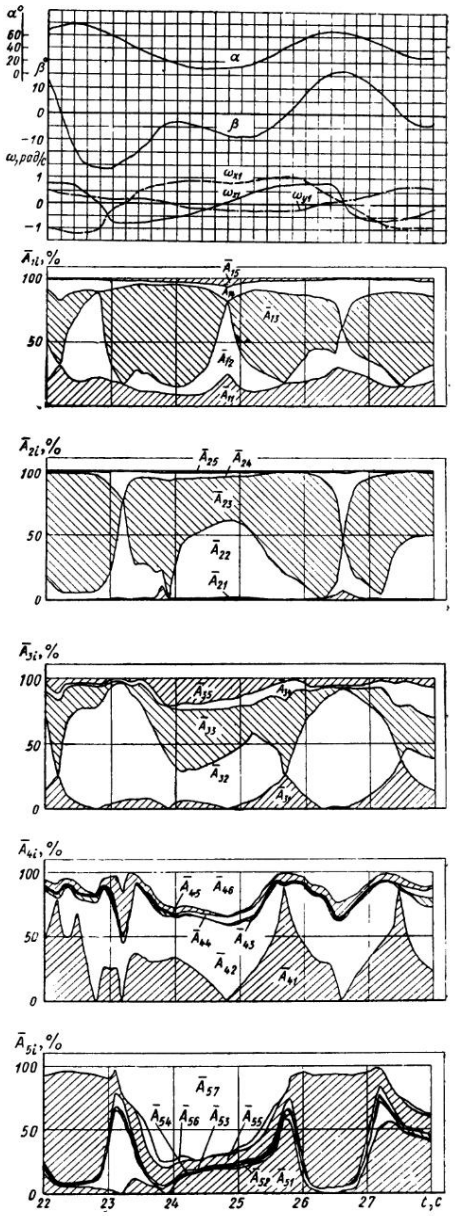


Рис. 8.5. Диаграмма, иллюстрирующая соотношение относительных величин членов уравнений движения самолета, по которым был смоделирован штопор типа падения листом

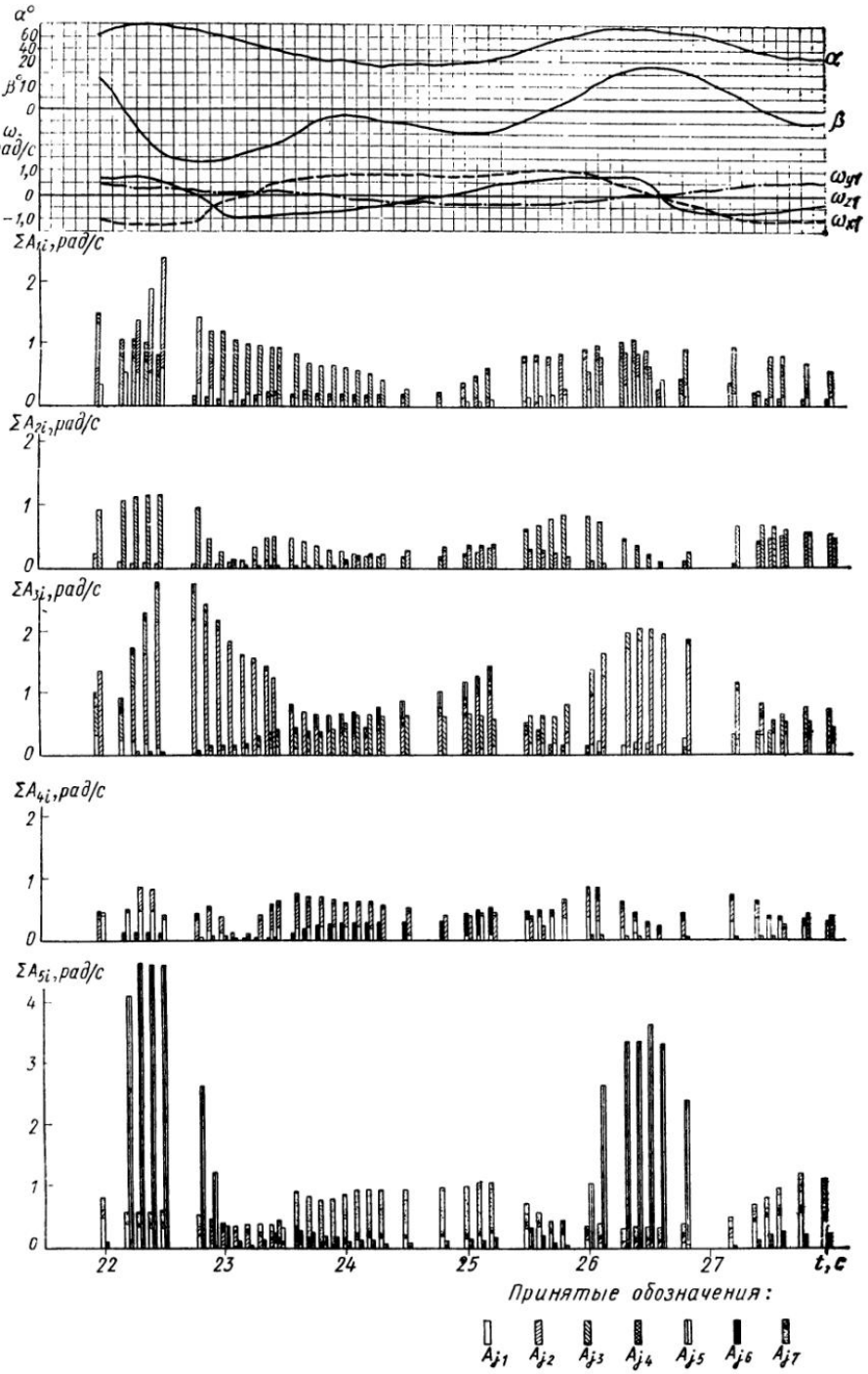


Рис. 8.6. Диаграмма, иллюстрирующая соотношения абсолютных величин членов уравнений движения самолета, по которым был смоделирован штопор типа падения листом

лизирующего (член A_{42}) моментов рыскания, $|A_{41}|$ возрастает из-за увеличения $|\omega_{x1}|$, а $|A_{42}|$ увеличивается с увеличением $|\beta|$. При превышении $|\beta|=19°$ величина m_{y1} меняет свой знак и становится отрицательной (см. рис. 6. 14, сплошная кривая), т. е. появляется восстанавливающий аэродинамический момент рыскания (с момента $t=22{,}25$ с член A_{42} становится положительным), благодаря которому дальнейшее падение ω_{y1} практически прекращается.

Из-за большого запаса продольной статической устойчивости самолета при весьма больших углах атаки ($\alpha>59°$, см. рис. 6. 13) возникают большие восстанавливающие эародинамические моменты $M_{z1}(\alpha)$ (член A_{55}), приводящие к интенсивному уменьшению ω_{z1} и появлению затем (с момента $t=22{,}8$ с) $\omega_{z1}<0$. В результате угол атаки быстро уменьшается и достигает своего минимального значения на рассматриваемом интервале $\alpha_{min}=11°$ (сравнительно малый докритический угол атаки). После $t=22{,}8$ с в основном под действием восстанавливающего момента поперечной статической устойчивости самолета ($M^{\beta}_{x1}\beta$) начинается интенсивное уменьшение абсолютной величины отрицательной угловой скорости крена, которая начиная с $t=23{,}2$ с становится даже положительной. Главным образом из-за этого и начинается быстрое уменьшение абсолютной величины отрицательного угла скольжения до $t\approx 24{,}15$ с (под действием члена $A_{23}>0$), а затем левое скольжение из-за появления $\omega_{y1}<0$ начинает снова нарастать (член A_{22} становится отрицательным).

Угловая скорость рыскания $\omega_{y1}>0$ начинает интенсивно уменьшаться с $t\approx 23{,}3$ с под действием отрицательных инерционного (член A_{41}) и дестабилизирующего аэродинамического (член A_{42} отрицательный из-за $m_{y1}<0$ при $\beta<0$, когда $|\beta|<19°$) моментов рыскания. Под их влиянием с момента $t=23{,}9$ с возникает $\omega_{y1}<0$, т. е. изменяется направление вращения и самолет самопроизвольно переходит из левого в правый штопор при неизменно отклоненных по левому штопору рулях. Нарастание абсолютной величины $\omega_{y1}<0$ происходит примерно до $t=25$ с, после чего под действием отклоненного по левому штопору руля направления (эффективность которого возрастает на малых углах атаки) и положительного инерционного момента рыскания ($\omega_{x1}>0$ и $\omega_{z1}>0$) $|\omega_{y1}|$ начинает уменьшаться. С увеличением угла атаки эффективность руля направления падает, но инерционный момент рыскания возрастает до $t\approx 25{,}8$ с, т. е. до момента начала уменьшения ω_{x1}. После этого член $A_{41}>0$ начинает уменьшаться, однако появляется положительный аэродинамический момент рыскания $M_{y1}(\beta)>0$ ($0<\beta<19°$) и несколько возрастает эффективность руля направления (из-за выхода на углы атаки порядка 60° и выше, где руль направления выходит из затененной крылом зоны), что в результате приводит к появлению $\omega_{y1}>0$, т. е. к восстановлению исходного направления вращения самолета в штопоре. Затем начинается интенсивное увеличение

ω_{y1}, обусловленное влиянием членов A_{42} (m_{y1} и $\beta>0$) и A_{41} (ω_{x1} и ω_{z1}) одного знака.

Возрастание α после выхода самолета на $\alpha_{min}=11°$ происходит в основном под действием положительной угловой скорости тангажа ω_{z1} и продолжается до выхода самолета на $\alpha_{max}=72°$. После этого ω_{z1} изменяет свой знак, а затем абсолютная величина члена $A_{13}<0$ начинает быстро возрастать. Начинается следующее уменьшение угла атаки. Появление, а затем и интенсивное увеличение $\omega_{z1}>0$ при малых докритических углах атаки происходит главным образом под влиянием отклоненного по штопору руля высоты, эффективность которого резко возрастает с выходом самолета на эти углы атаки. С выходом самолета на большие закритические углы атаки эффективность руля высоты резко падает и дальнейшее увеличение ω_{z1} (при $\alpha>40°$, т. е. при $t>25{,}6$ с до $t\approx 26$ с) происходит уже в основном под действием инерционного кабрирующего момента: член $A_{51}>0$, так как ω_{x1} и ω_{y1} разных знаков. При $\alpha>59°$ возникают весьма большие моменты $M_{z1}(\alpha)<0$, быстро парирующие возрастание ω_{z1}, а затем вызывающие ее интенсивное уменьшение и появление $\omega_{z1}<0$.

Увеличение левого скольжения после $t\approx 24{,}15$ с обусловлено в основном увеличением абсолютной величины отрицательного члена A_{22} из-за уменьшения ω_{y1}. Продолжается оно до $t\approx 25{,}25$ с. После этого начинается интенсивное увеличение положительного члена A_{23} (благодаря увеличению α и ω_{x1}) и уменьшение абсолютной величины A_{22} (уменьшение $\cos\alpha$, а затем и $|\omega_{y1}|$), что приводит к быстрому уменьшению отрицательного, а затем к увеличению положительного угла скольжения. В дальнейшем (после $t\approx 26$ с) величина A_{23} быстро убывает из-за уменьшения ω_{x1}, а при появлении $\omega_{x1}<0$ член A_{23} становится отрицательным. В результате увеличение β замедляется и вовсе прекращается при $t\approx 26{,}55$ с ($\beta_{max}=18°$). Последующее уменьшение β вызвано увеличением абсолютной величины отрицательного члена A_{23} (возрастанием $|\omega_{x1}|$).

Уменьшение абсолютной величины ω_{x1} после $t\approx 22{,}2$ с вызвано главным образом появлением больших положительных аэродинамических моментов $M_{x^1}^{\beta\beta}$ при создании левого скольжения (член A_{32}), приводящих затем даже к изменению знака ω_{x1} — к появлению $\omega_{x1}>0$. Дальнейшее увеличение ω_{x1} происходит при уменьшающемся значении члена A_{32} (уменьшение скольжения) и возрастающей величине члена A_{34}, ставшего положительным при $\omega_{y1}<0$ (после $t=23{,}9$ с). После этого из-за увеличения абсолютной величины отрицательного члена A_{33} (момент авторотации) увеличение положительной угловой скорости крена прекращается ($t=24{,}2$ с), а затем снова продолжается в основном из-за возрастания члена A_{32} (нарастание левого скольжения). Далее, в результате уменьшения левого скольжения (после $t\approx 25{,}25$ с) член A_{32} резко уменьшается, а потом становится положительным (при $\beta>0$, т. е. после $t=25{,}7$ с). Резкое нараста-

ние абсолютной величины отрицательного момента поперечной статической устойчивости приводит к интенсивному уменьшению $\omega_{x1}>0$, а затем к появлению $\omega_{x1}<0$. Из диаграммы для $\sum A_{3l}$ (см. рис. 8. 6) видно, что на бо́льшей части режима инерционный момент крена (член A_{31}) имеет сравнительно малое значение. Объясняется это тем, что разница моментов инерции $J_y - J_z$ относительно невелика.

Таким образом, взаимодействие аэродинамических и главным образом инерционных моментов и сил при принятых здесь нелинейных зависимостях изменения аэродинамических коэффициентов по углам атаки и скольжения приводит к весьма резким изменениям параметров движения самолета, к периодическим выходам самолета на большие закритические и сравнительно малые докритические углы атаки с периодическими самопроизвольными остановками вращения и даже переходами самолета из штопора одного направления в штопор другого направления. Это и есть тот весьма нестабильный режим штопора с неравномерным вращением самолета, движение которого напоминает падение листа, в процессе которого центр тяжести самолета движется по спиралевидной траектории.

Анализ показывает, что материалы моделирования штопора позволяют глубже понять физическую картину явлений, имеющих место в этом сложном, существенно неустановившемся режиме полета. Как уже указывалось выше, для повышения достоверности результатов моделирования целесообразно пользоваться аэродинамическими коэффициентами и их производными, определяемыми непосредственно в полете на до-, около- и закритических углах атаки.

Таким образом, при изучении штопора требуется решать как прямую так и обратную задачи динамики полета, основываясь на данных натурного летного эксперимента. Прямая задача — зная действующие на самолет силы и моменты, определять характер его движения. Обратная задача — по известным параметрам движения самолета определять действующие на него силы и моменты.

ГЛАВА 9

РАСЧЕТ ТРАЕКТОРИИ ШТОПОРА

Ввиду того, что штопор представляет собой весьма сложное неустановившееся пространственное движение самолета, точный аналитический расчет его в настоящее время не представляется возможным. Однако в процессе исследований штопора посредством сравнения расчетных данных с результатами моделирования на вычислительных машинах и летного эксперимента были получены приближенные аналитические методы расчета траектории движения самолета в этом режиме. Такие расчеты позволяют, в частности, производить приближенную оценку влияния отдельных факторов на характеристики траектории штопора. Это может быть полезно при предварительной оценке характеристик штопора новых и модифицированных самолетов, проведении параметрических исследований влияния различных конструктивных, аэродинамических и эксплуатационных (начальной высоты, скорости полета и т. п.) факторов на характеристики штопора, углубленном анализе результатов летных исследований самолетов на штопор и др. Краткое описание этих приближенных аналитических методов расчета характеристик траектории движения самолета в штопоре приводится в настоящей главе. Впервые аналитический метод расчета траектории штопора был опубликован в 1964 г. [18].

9.1. ТРАЕКТОРИЯ ПЕРЕХОДНОГО УЧАСТКА

9.1.1. Сваливание с малой скорости

Выше было показано, что при сравнительно больших угловых скоростях вращения самолета после сваливания со скоростей, равных или близких к минимальной, под влиянием эффекта самонейтрализации подъемной силы траектория движения центра тяжести самолета при неработающих двигателях на протяжении всего переходного участка штопора близка к траектории движения свободно летящего тела (баллистической траектории). Иными словами, приближенно в этом случае можно считать ось штопора совпадающей с траекторией движения материальной точки (вес которой равен весу самолета), имеющей ту же начальную скорость, что и самолет. Движение такой точки

происходит в вертикальной плоскости под действием веса и лобового сопротивления. Рассмотрим подробнее характеристики движения этой точки в различных случаях.

В начале для простоты рассуждений предположим, что движение происходит в среде постоянной плотности ($\varrho_H = \text{const}$). В дальнейшем покажем, как и когда следует вносить в результаты расчетов поправки, учитывающие изменение плотности за счет потери высоты на переходном участке штопора. Коэффициент лобового сопротивления приближенно будем считать постоянным (допущение о постоянстве среднего угла атаки самолета на переходном участке штопора). Влиянием вязкости и сжимаемости на величину C_x пренебрежем. Предположим вначале, что движение самолета в штопоре происходит при неработающих (авторотирующих) двигателях ($P=0$), а изменение коэффициента лобового сопротивления самолета за счет авторотирующих двигателей равно нулю.

При принятых допущениях получаем из уравнения (8. 1) следующее векторное уравнение движения самолета (материальной точки) на переходном участке штопора:

$$m\frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{Q} + \vec{G},$$

где

$$\vec{Q} = -C_x S \frac{\varrho_H V}{2}\vec{V}.$$

Это уравнение может быть переписано в виде

$$\frac{d\vec{V}}{dt} = -\eta V\vec{V} + \vec{g}, \tag{9. 1}$$

где

$$\eta = \frac{C_x S \varrho_H}{2m}. \tag{9. 2}$$

В качестве начальных условий примем (при $t = t_0 = 0$):

$$H = H_0,\ L = L_0 = 0,\ V = V_0,\ \theta = \theta_0,\ n_y = n_{y0} \lessapprox 1.$$

Спроектируем уравнение (9. 1) на ось абсцисс земной системы координат, ординаты которой обозначим через H (высота полета), а абсциссы — через L (горизонтальная дальность полета). Центр тяжести самолета расположим в плоскости HOL (рис. 9. 1). Получаем скалярное уравнение

$$\ddot{L} = -\eta V\dot{L}. \tag{9. 3}$$

Скорость полета может быть представлена как

$$V = \dot{s}, \tag{9. 4}$$

где σ — криволинейная координата, измеряемая по траектории полета от начальной точки (H_0, $L_0=0$).

Представив $\ddot{L}$ в виде $\frac{d(\dot{L})}{dt}$ и подставляя вместо V выражение (9.4), находим из формулы (9.3)

$$\frac{d(\dot{L})}{\dot{L}} = -\eta d\sigma. \tag{9.5}$$

Интегрируем правую и левую части полученного уравнения

$$\int \frac{d(\dot{L})}{\dot{L}} = -\eta \int d\sigma + c_1,$$

т. е.

$$\ln \dot{L} = -\eta\sigma + c_1. \tag{9.6}$$

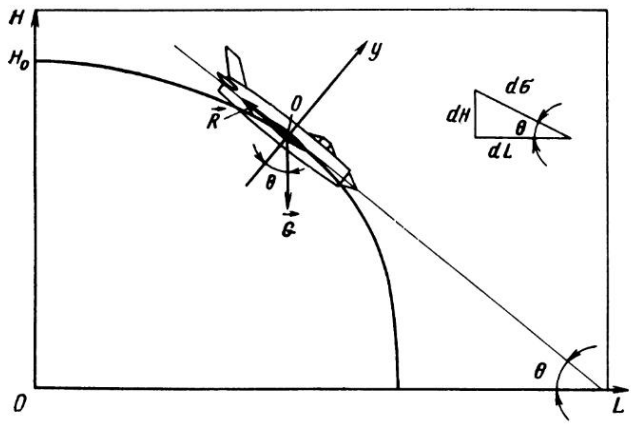


Рис. 9 1. Траектория движения самолета и рассматриваемые системы координат

Из рис. 9.1 видно, что $dL = d\sigma \cos\theta$,
или

$$\dot{L} = \dot{\sigma}\cos\theta = V\cos\theta. \tag{9.7}$$

Постоянную c_1 определим, подставив в выражение (9.6) начальные условия:

$$c_1 = \ln \dot{L}\,|_{t=0} = \ln V_0 \cos\theta_0.$$

Подставляя полученное значение c_1 в выражение (9.6) и потенцируя, находим

$$\dot{L} = V_0 \cos\theta_0\, e^{-\eta\sigma}, \tag{9.8}$$

откуда, используя выражение (9. 7), получаем

$$V\cos\theta = V_0\cos\theta_0\, e^{-\eta\sigma}. \qquad (9.9)$$

Для упрощения решения задачи второе скалярное уравнение движения самолета получим, проектируя векторное выражение (9. 1) на ось Oy скоростной системы координат, начало которой находится в центре тяжести самолета (см. рис. 9. 1):

$$m\frac{V^2}{r} = G\cos\theta. \qquad (9.10)$$

Здесь r — радиус кривизны траектории движения самолета, лежащей в плоскости HOL (см. рис. 9. 1).

Из дифференциальной геометрии известно выражение для кривизны плоской кривой

$$\frac{1}{r} = \frac{H''_L}{\left[1+(H'_L)^2\right]^{3/2}}.$$

(Здесь и в дальнейшем индексом штрих обозначаются производные по независимым переменным, указываемым нижним индексом, например $H'_L = \frac{dH}{dL}$).

Из рис. 9. 1 видно, что

$$H'_L = \operatorname{tg}\theta. \qquad (9.11)$$

Используя известное из тригонометрии соотношение $\cos\theta = \frac{1}{(1+\operatorname{tg}^2\theta)^{1/2}}$, приводим равенство для определения кривизны траектории полета к виду

$$\frac{1}{r} = H''_L\cos^3\theta.$$

Подставляя это выражение в формулу (9. 10), получаем

$$V^2 H''_L\cos^2\theta = -g.$$

Заменив $V\cos\theta$ выражением (9. 9), находим

$$H''_L = -\frac{g}{V_0^2\cos^2\theta_0}e^{2\eta\sigma}. \qquad (9.12)$$

Из рис. 9. 1 имеем

$$(d\sigma)^2 = (dH)^2 + (dL)^2 \text{ или}$$

$$(\sigma'_L)^2 = (H'_L)^2 + 1, \qquad (9.13)$$

откуда

$$H'_L = \pm\sqrt{(\sigma'_L)^2 - 1}. \qquad (9.14)$$

Знак плюс перед радикалом соответствует условиям полета с $\theta>0$, а знак минус — полету с $\theta<0$.

Дифференцируем почленно равенство (9. 13)

$$2\sigma'_L\sigma''_L=2H'_LH''_L.$$

Подставляя значение H'_L из формулы (9. 14), находим

$$H''_L=\pm\frac{\sigma'_L\sigma''_L}{\sqrt{(\sigma'_L)^2-1}}. \tag{9. 15}$$

Воспользовавшись уравнением (9. 12) для определения производной H''_L, получаем из выражения (9. 15)

$$\frac{\sigma'_L\sigma''_L}{\sqrt{(\sigma'_L)^2-1}}=\mp\frac{g}{V_0^2\cos^2\theta_0}e^{2\eta\sigma}. \tag{9. 16}$$

Найденное выражение является нелинейным дифференциальным уравнением второго порядка с переменными коэффициентами. Понизим порядок этого уравнения на единицу, для чего вначале правую и левую его части умножим на σ'_L

$$\frac{(\sigma'_L)^2\sigma''_L}{\sqrt{(\sigma'_L)^2-1}}=\mp\frac{g}{V_0^2\cos^2\theta_0}e^{2\eta\sigma}\sigma'_L.$$

Учитывая, что $\sigma''_L=\frac{d\sigma'_L}{dL}$, представим это выражение в виде

$$\frac{(\sigma'_L)^2}{\sqrt{(\sigma'_L)^2-1}}d\sigma'_L=\mp\frac{g}{V_0^2\cos^2\theta_0}e^{2\eta\sigma}d\sigma.$$

Затем интегрируем правую и левую части полученного уравнения:

$$\int\frac{(\sigma'_L)^2}{\sqrt{(\sigma'_L)^2-1}}d\sigma'_L=\mp\frac{g}{V_0^2\cos^2\theta_0}\int e^{2\eta\sigma}d\sigma+c_2$$

или

$$\frac{\sigma'_L}{2}\sqrt{(\sigma'_L)^2-1}+\frac{1}{2}\ln\left[\sigma'_L+\sqrt{(\sigma'_L)^2-1}\right]=$$

$$=\mp\frac{g}{2V_0^2\eta\cos^2\theta_0}e^{2\eta\sigma}+c_2. \tag{9. 17}$$

В качестве начальных условий примем: $L_0=0$, $\sigma_0=0$, $(\sigma'_L)_0=\frac{1}{\cos\theta_0}$. Подставив начальные условия в выражение (9.17), находим постоянную интегрирования

$$c_2=\frac{1}{2}\ln\frac{1+\sin\theta_0}{\cos\theta_0}+\frac{1}{2\cos\theta_0}\left(\operatorname{tg}\theta_0\mp\frac{k_V}{\cos\theta_0}\right),$$

где

$$k_V=\frac{g}{V_0^2\eta}.$$

Подставляя значение c_2 в (9.17) и логарифмируя полученное выражение, находим σ:

$$\sigma=\frac{1}{2\eta}\ln\left\{\mp\frac{\eta V_0^2\cos^2\theta_0}{g}\left[\sigma'_L\sqrt{(\sigma'_L)^2-1}+\right.\right.$$
$$\left.\left.+\ln\left(\sigma'_L+\sqrt{(\sigma'_L)^2-1}\right)+\bar{k}\right]\right\}, \qquad (9.18)$$

где

$$\bar{k}=\ln\frac{\cos\theta_0}{1+\sin\theta_0}-\frac{\sin\theta_0\pm k_V}{\sin^2\theta_0}. \qquad (9.19)$$

В соответствии с изложенным выше знак перед членом, стоящим в фигурной скобке в уравнении (9.18), выбирается следующим образом: при $\theta\leqslant 0$ берется знак плюс, а при $\theta>0$ — минус.

Знак перед k_V в выражении (9.19) также определяется наклоном траектории полета. При $\theta_0\leqslant 0$ на всем протяжении траектории полета не могут существовать участки с $\theta>0$ (в соответствии с предположением о самонейтрализации подъемной силы) и $\bar{k}$ на всем протяжении траектории берется постоянным.

В этом случае перед k_V остается знак минус и величина $\bar{k}$ оказывается больше нуля, так как $\sin\theta_0\leqslant 0$ и, таким образом, ни один из членов в выражении (9.19) не может быть отрицательным.

Если $\theta_0>0$, то величина $\bar{k}$ определяется для двух участков траектории по-разному. На участке траектории от $\theta=\theta_0$ до $\theta=0$ находим $\bar{k}$ из выражения (9.19), подставляя заданную величину θ_0 и оставляя перед k_V знак плюс. Точка $\theta=0$ всегда имеет место на траекториях семейства, определяемого условием $\theta_0>0$, так как при отсутствии подъемной силы эти траектории неизбежно отклоняются вниз и в конце концов знак θ изменяется с плюса на минус. На участке траектории с $\theta<0$ перед k_V остается знак минус, а в качестве начального угла наклона траектории принимается конечный угол наклона первого участка траектории, т. е. $\theta=0$. В этом случае, как видно из выражения (9.19), величина $\bar{k}=k_V$.

Вернемся к уравнению (9. 18). Это нелинейное дифференциальное уравнение первого порядка, разрешенное относительно искомой функции. Его трудно разрешить относительно производной σ'_L. Поэтому решение уравнения (9. 18) целесообразно производить параметрическим способом. Введем параметр τ таким образом, чтобы заменить уравнение (9. 18) двумя уравнениями:

$$\sigma = f_1(\tau) \text{ и } \sigma'_L = f_2(\tau).$$

Так как уравнение (9. 18) разрешено относительно σ, то в качестве параметра удобно взять σ'_L, т. е. принять

$$\tau = \sigma'_L = \frac{1}{\cos\theta}. \tag{9.20}$$

Теперь получаем из выражения (9. 18)

$$\sigma = \frac{1}{2\eta} \ln\left(\mp \frac{\eta V_0^2 \cos^2\theta_0}{g} \psi\right), \tag{9.21}$$

где

$$\psi = \psi(\tau, \bar{k}) = \zeta(\tau) + \bar{k}, \tag{9.22}$$

а

$$\zeta(\tau) = \tau\sqrt{\tau^2 - 1} + \ln(\tau + \sqrt{\tau^2 - 1}).$$

Дифференцируем выражение (9. 21)

$$d\sigma = \pm \frac{\tau^2 d\tau}{\psi\eta\sqrt{\tau^2 - 1}}. \tag{9.23}$$

Из выражения (9. 20) имеем

$$dL = \frac{d\sigma}{\tau}.$$

Подставляя $d\sigma$ из формулы (9. 23), находим

$$dL = \pm \frac{\tau d\tau}{\psi\eta\sqrt{\tau^2 - 1}}. \tag{9.24}$$

Интегрируя выражение (9. 24), получаем

$$\int_{L_0}^{L} dL = L = \pm \frac{1}{\eta} \int_{\tau_0}^{\tau} \frac{\tau^2 d\tau}{\psi\sqrt{\tau^2 - 1}}. \tag{9.25}$$

Высота полета определяется из выражения

$$\int_{H_0}^{H} dH = H - H_0 = \int_{L_0}^{L} H'_L dL.$$

Подставляя H'_L из формулы (9.14), заменив в ней предварительно σ'_L на τ, и dL из выражения (9.24), получаем

$$H - H_0 = \pm \frac{1}{\tau} \int_{\tau_0}^{\tau} \frac{\tau d\tau}{\psi} . \qquad (9.26)$$

Скорость полета определим по формуле (9.9), заменив в ней σ выражением (9.21) и $\cos\theta$ на $\frac{1}{\tau}$

$$V = \tau \sqrt{\pm \frac{g}{\psi\eta}} . \qquad (9.27)$$

Величина V_0 в явном виде в формулу (9.27) не входит. Влияние V_0 на скорость полета V проявляется через параметр $\bar{k}$, входящий в ψ.

Для определения зависимости времени полета t от параметра τ представим выражение (9.8) в виде

$$dt = \frac{dL}{e^{-\eta\sigma} V_0 \cos\theta_0} . \qquad (9.28)$$

Подставляя в выражение (9.28) dL из формулы (9.24), σ из формулы (9.21) и интегрируя полученное выражение, находим

$$\int_{t_0}^{t} dt = t = \pm \frac{1}{\sqrt{g\eta}} \int_{\tau_0}^{\tau} \frac{\tau d\tau}{\sqrt{\pm(\tau^2 - 1)\psi}} . \qquad (9.29)$$

Интегралы, входящие в выражения (9.25), (9.26) и (9.29), можно представить в виде $\int_{\tau_0}^{\tau} = \int_{1}^{\tau} - \int_{1}^{\tau_0}$.

Определяются эти интегралы численными методами. Обозначим

$$F_1(\tau, \bar{k}) = \pm \int_{1}^{\tau} \frac{\tau d\tau}{\sqrt{\pm(\tau^2 - 1)\psi}} ; \qquad (9.30)$$

$$F_2(\tau, \bar{k}) = \int_{1}^{\tau} \frac{\tau d\tau}{\psi \sqrt{\tau^2 - 1}} ; \qquad (9.31)$$

$$F_3(\tau, \bar{k}) = \int_{1}^{\tau} \frac{\tau d\tau}{\psi} . \qquad (9.32)$$

Величины $F_{i=1,2,3}$ можно определять по параметрам τ и $\bar{k}$ из графиков, приведенных на рис. 9.2, 9.3 и 9.4, или по таблицам, приведенным в работе [18].

Приближенный расчет траектории полета самолета на переходном участке штопора в рассматриваемом случае может быть выполнен следующим образом. Вначале разберем схему расчета траектории входа в штопор при $\theta_0 \leqslant 0$.

1. По заданным начальным условиям находим

$$\tau_0 = \frac{1}{\cos\theta_0} \quad \text{и} \quad \bar{k} = \ln\frac{\cos\theta_0}{1+\sin\theta_0} - \frac{\sin\theta_0 - k_V}{\cos^2\theta_0},$$

а затем на рис. 9.2 находим $F_1(\tau_0, \bar{k})$.

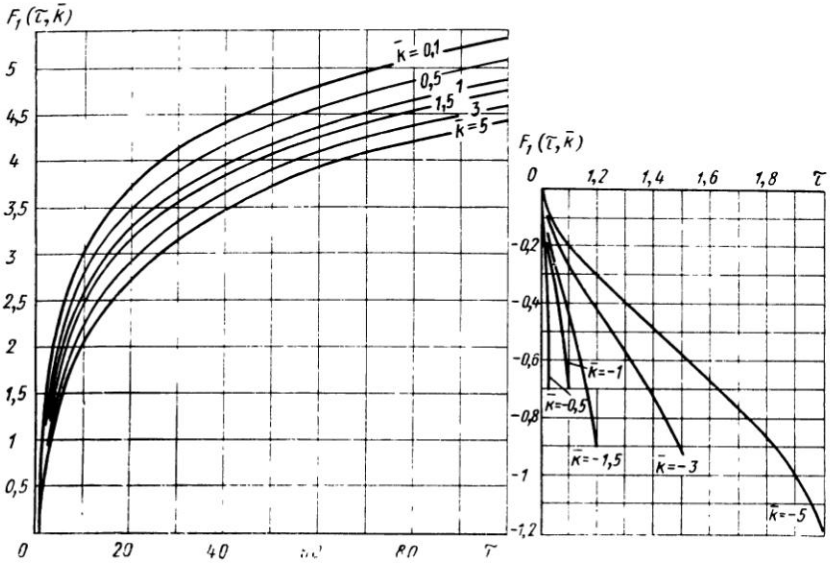


Рис. 9.2. Зависимость величины F_1 от параметров τ и $\bar{k}$

2. Задаемся временем полета t, по которому находим функцию $F_1(\tau, \bar{k})$:

$$F_1(\tau, \bar{k}) = t\sqrt{g\eta} + F_1(\tau_0, \bar{k}).$$

По $F_1(\tau, \bar{k})$ из рис. 9.2 определяем параметр τ.

3. Зная величину τ, находим угол наклона траектории полета

$$\theta = -\arccos\frac{1}{\tau}.$$

4. По τ и $\bar{k}$ определяем $\zeta(\tau)$, а затем и $\psi(\tau, \bar{k})$ по формуле (9.22). После этого находим скорость полета

$$V = \tau\sqrt{\frac{g}{\psi\eta}}.$$

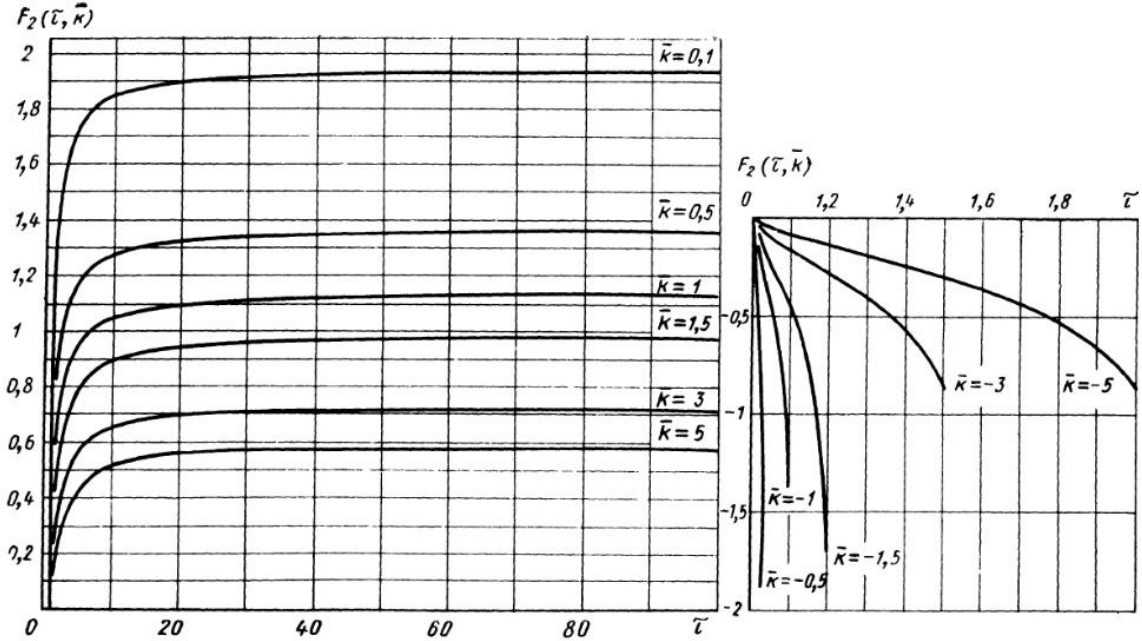


Рис. 9. 3. Зависимость величины F_2 от параметров τ и $\bar{k}$

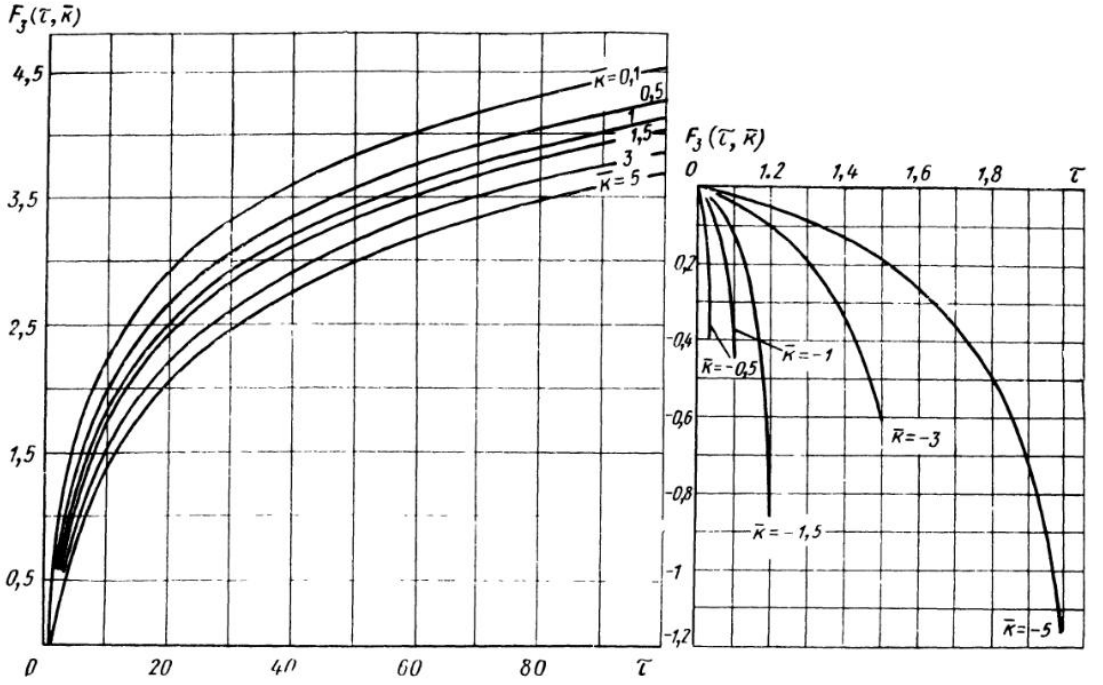


Рис. 9. 4. Зависимость величины F_3 от параметров τ и $\bar{k}$

5. Зная τ и $\bar{k}$, находим $F_2(\tau, \bar{k})$ и $F_2(\tau_0, \bar{k})$ по рис. 9.3, после чего определяем горизонтальную дальность полета

$$L = 1/\eta\,[F_2(\tau, \bar{k}) - F_2(\tau_0, \bar{k})].$$

6. Из графиков, представленных на рис. 9.4, получаем значения $F_3(\tau, \bar{k})$ и $F_3(\tau_0, \bar{k})$, с помощью которых вычисляем высоту полета

$$H = H_0 - \frac{1}{\eta}\,[F_3(\tau, \bar{k}) - F_3(\tau_0, \bar{k})].$$

При сравнительно большой потере высоты $\Delta H = H_0 - H$ можно затем уточнить расчет, выполнив его во втором приближении при уточненном значении η, определенном для величины ϱ_H, соответствующей средней высоте полета:

$$H_{\text{ср}} = \frac{H_0 + H}{2}.$$

Величину θ уточнять во втором приближении обычно не требуется. Для уточнения величины V в соответствующую формулу подставляется уточненное значение η. Характеристики траектории H и L уточняются во втором приближении следующим образом. Определяются уточненные значения F_2/η и F_3/η, затем находятся полусуммы (в приводимых ниже выражениях цифровые индексы за круглыми скобками обозначают: индекс 1, 2 — уточненные значения; индекс 1 — значения первого приближения; индекс 2 — второго приближения):

$$(F_2/\eta)_{1,2} = \frac{1}{2}\,[(F_2/\eta)_1 + (F_2/\eta)_2]$$

и

$$(F_3/\eta)_{1,2} = \frac{1}{2}\,[(F_3/\eta)_1 + (F_3/\eta)_2],$$

по которым производится затем расчет значений H и L во втором приближении указанным выше способом.

Можно, естественно, производить расчет, задаваясь в качестве известной величины не временем t, а любым параметром траектории полета, например, горизонтальной составляющей скорости полета самолета $\dot{L} = V_x$. Для этого случая из выражения (9.8), подставив в него σ из формулы (9.21), получаем

$$\zeta(\tau) = \frac{g}{V_x^2 \eta} - \bar{k}.$$

Найдя $\zeta(\tau)$, определяем по ней τ и т. д.

При $\theta_0>0$ расчет траектории входа самолета в штопор целесообразно вести следующим образом. По заданным начальным условиям подсчитать

$$\tau_0=\frac{1}{\cos\theta_0} \text{ и}$$

$$\bar{k}=\ln\frac{\cos\theta_0}{1+\sin\theta_0}-\frac{\sin\theta_0+k_V}{\cos^2\theta_0},$$

а затем по рис. 9.2 найти $F_1(\tau_0, \bar{k})$. Далее следует определить время t_θ, за которое угол наклона траектории полета уменьшается от θ_0 до $\theta=0$

$$t_\theta=-\frac{F_1(\tau_0, \bar{k})}{\sqrt{g\eta}}.$$

После этого задается время полета t. Здесь возможны три варианта: $t<t_\theta$, $t=t_\theta$ и $t>t_\theta$. Вначале разберем первый из них: $t<t_\theta$, т. е. угол наклона траектории полета еще положителен ($\theta>0$). В этом случае:

1. По заданной величине t определяем $F_1(\tau, \bar{k})$:

$$F_1(\tau, \bar{k})=t\sqrt{g\eta}+F_1(\tau_0, \bar{k}).$$

Зная значения $F_1(\tau, \bar{k})$, из рис. 9.2 находим параметр τ.

2. Зная величину τ, находим угол наклона траектории полета $\theta=\arccos\frac{1}{\tau}$.

3. По τ и $\bar{k}$ определяем $\zeta(\tau)$, а затем и $\psi(\tau, \bar{k})$ по формуле (9.22). После этого находим скорость полета

$$V=\tau\sqrt{-\frac{g}{\psi\eta}}.$$

4. Зная τ и $\bar{k}$, находим $F_2(\tau, \bar{k})$ и $F_2(\tau_0, \bar{k})$ по рис. 9.3, после чего получаем горизонтальную дальность полета

$$L=\frac{1}{\eta}[F_2(\tau, \bar{k})-F_2(\tau_0, \bar{k})].$$

5. Из представленных на рис. 9.4 графиков находим значения $F_3(\tau, \bar{k})$ и $F_3(\tau_0, \bar{k})$, с помощью которых вычисляем высоту полета

$$H=H_0+\frac{1}{\eta}[F_3(\tau, \bar{k})-F_3(\tau_0, \bar{k})].$$

Если $t=t_\theta$ (второй вариант), то $\tau=1$ и $\theta=0$. Скорость, дальность и высоту полета в этом случае определяют по формулам, приведенным выше в пп. 3, 4 и 5 схемы расчета для $t<t_\theta$, принимая $F_2(\tau, \bar{k})$ и $F_3(\tau, \bar{k})$ равными нулю.

При $t > t_\theta$ (третий вариант) расчет производится по формулам, приведенным выше при рассмотрении семейства траекторий с $\theta_0 \leqslant 0$, так как в данном случае угол наклона траектории уже заведомо меньше нуля. В качестве начальных условий в этом расчете принимаются величины V, H и L, найденные при $\tau = 1$ и

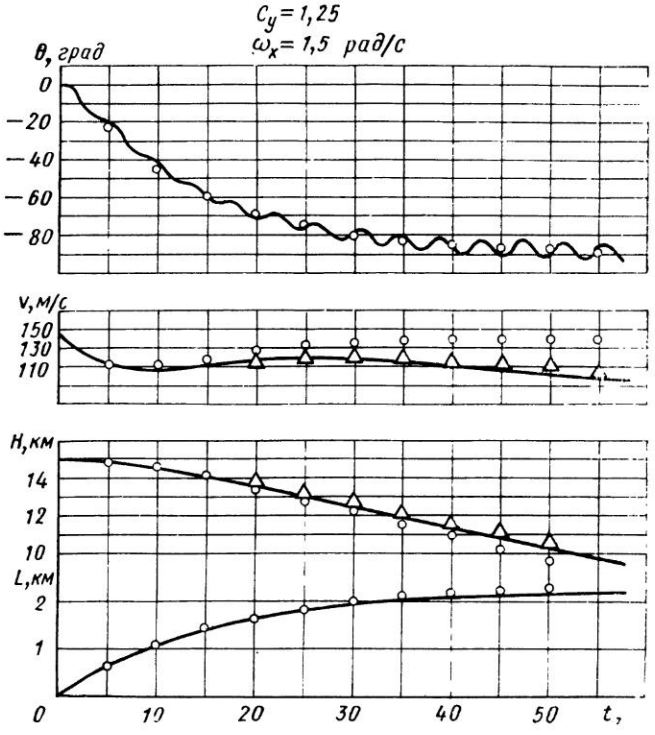


Рис. 9.5. Сравнение результатов расчета траектории движения самолета на переходном участке штопора предлагаемым приближенным методом и методом численного интегрирования

$\theta = 0$ (обозначим их индексом θ, они соответствуют данным второго варианта расчета — при $t = t_\theta$). Величина $\bar{k}$ здесь равна $\bar{k}_\theta = k_V = \dfrac{g}{V_\theta^2 \eta_\theta}$,

где $$\eta_\theta = \frac{C_x S \varrho_\theta}{2m},$$

а ϱ_θ — плотность воздуха на высоте H_θ.

Таким образом, при $t > t_\theta$ расчетными формулами будут

$$F_1(\tau, \bar{k}_\theta) = t\sqrt{g\eta_\theta}, \quad \theta = -\arccos\frac{1}{\tau},$$

$$V=\tau\sqrt{\frac{g}{\psi(\tau,\bar{k}_\theta)\,\eta_\theta}},\quad L=L_\theta+\frac{F_2(\tau,\bar{k}_\theta)}{\eta_\theta},$$

$$H=H_\theta-\frac{F_3(\tau,\bar{k}_\theta)}{\eta_\theta}.$$

При расчетах характеристик семейства траектории полета с $\theta_0>0$ для уточнения результатов также можно производить расчеты второго приближения, как это было рекомендовано выше в случае $\theta_0\leqslant 0$.

На рис. 9. 5 приведены результаты расчетов траектории входа самолета в штопор, выполненных методом численного интегрирования полных уравнений движения самолета и по полученным выше приближенным формулам. Расчетные точки первого приближения обозначены на графиках кружками, второго приближения — треугольниками. Сравнение с результатами более точных расчетов, а также с материалами летных испытаний показывает, что указанные приближенные формулы позволяют определять величины H, V, θ и L с достаточной для приближенной оценки характера рассматриваемого движения степенью точности.

9. 1. 2. Сваливание с большой скорости

При рассмотрении траектории движения самолета после сваливания со сравнительно большой приборной скорости ($V_{\text{пр}}>V_{\min}$, $n_{y0}>1$) влиянием подъемной силы пренебрегать уже нельзя. В этом случае векторное уравнение движения самолета (8. 1) принимает вид

$$m\frac{d\vec{V}}{dt}=\vec{Y}+\vec{Q}+\vec{G}.$$

Проектируя его на ось Oy (см. рис. 9. 1), получаем

$$m\frac{V^2}{r}=C_yS\frac{\varrho_H V^2}{2}\cos\gamma_c-G\cos\theta, \tag{9.33}$$

где

$$\gamma_c=\int_0^t\omega_x dt=\omega_x t\ (\text{при}\ \omega_x=\text{const}).$$

Рассмотрим сваливание самолета с исходного режима прямолинейного горизонтального полета. В этом случае в качестве начальных условий примем

$$H=H_0,\ L=L_0=0,\ V=V_0,\ \theta=\theta_0=0,\ n_y=n_{y0}>1.$$

Будем считать, что выход самолета на режим сваливания происходит достаточно быстро, так что перегрузка сваливания

$n_{y\,c}=n_{y\,0}$ достигается при $\theta\approx\theta_0=0$. Изменением влияния вязкости и сжимаемости воздуха на коэффициент C_x и C_y пренебрежем.

Производя преобразования уравнения (9.33), аналогичные описанным выше при выводе уравнения (9.12), получаем

$$H_L^*=\varkappa\cos\omega_x t-\frac{g}{V_0^2}\,e^{2\eta\sigma}, \tag{9.34}$$

где

$$\varkappa=\frac{C_y S\varrho_H}{2m}=k_a\eta; \tag{9.35}$$

$k_я$ — аэродинамическое качество самолета на рассматриваемом режиме полета.

Проектируя исходное векторное уравнение движения на ось OL (см. рис. 9.1), находим скалярное уравнение

$$\ddot{L}=\varkappa V\dot{L}\cos\omega_x t-\eta V\dot{L}. \tag{9.36}$$

На начальном этапе переходного участка при входе самолета в штопор с исходного режима прямолинейного горизонтального полета можно с достаточной для практических целей точностью считать $\cos\theta\approx 1$ и $\sigma\approx L$. При этом уравнение (9.36) может быть представлено в виде

$$\ddot{L}=\frac{d\dot{L}}{dt}=\frac{dV}{dt}=V^2\eta(k_a\cos\omega_x t-1), \tag{9.37}$$

откуда

$$\frac{dV}{V^2}=\eta(k_a\cos\omega_x t-1)\,dt. \tag{9.38}$$

Интегрируем правую и левую части уравнения (9.38)

$$-\frac{1}{V}+\frac{1}{V_0}=\eta\left(\frac{k_a}{\omega_x}\sin\omega_x t-t\right).$$

Следовательно,

$$V=\frac{V_0}{1+\dfrac{V_0\eta}{\omega_x}(\omega_x t-k_a\sin\omega_x t)}. \tag{9.39}$$

Упростим выражение (9.39), для чего рассмотрим следующие два варианта.

1. Абсолютная величина $\omega_x t$ достаточно велика, так что $|\omega_x t|\gg k_a|\sin\omega_x t|$. Тогда членом с $\sin\omega_x t$ можно пренебречь и формула (9.39) приобретет вид

$$V=\frac{V_0}{1+V_0\eta t}. \tag{9.40}$$

2. Абсолютная величина $\omega_x t$ сравнительно мала, так что $\sin\omega_x t\approx\omega_x t$.

Тогда
$$V=\frac{V_0}{1+V_0\eta t\,(1-k_a)}. \tag{9.41}$$

Определим характеристики начального этапа траектории для первого варианта. Подставляя в выражение (9.40) $V=\frac{dL}{dt}$ и интегрируя полученное выражение, находим

$$L=\frac{1}{\eta}\ln(1+V_0\eta t), \tag{9.42}$$

откуда

$$t=\frac{1}{V_0\eta}(e^{\eta L}-1). \tag{9.43}$$

Подставляя уравнение (9.43) в (9.34) и заменяя σ на L, получаем

$$\frac{d(H'_L)}{dL}=\varkappa\cos[\varphi(e^{\eta L}-1)]-\frac{g}{V_0^2}e^{2\eta L}, \tag{9.44}$$

где

$$\varphi=\frac{\omega_x}{V_0\eta}. \tag{9.45}$$

По известной из тригонометрии формуле для косинуса разности двух углов имеем

$$\cos[\varphi(e^{\eta L}-1)]=\cos(\varphi e^{\eta L})\cos\varphi+\sin(\varphi e^{\eta L})\sin\varphi.$$

Подставляя это выражение в уравнение (9.44) и интегрируя полученное равенство, находим

$$\int_0^{H'_L} d(H'_L)=H'_L=\operatorname{tg}\theta=\varkappa\cos\varphi\int_0^L\cos(\varphi e^{\eta L})\,dL+$$
$$+\varkappa\sin\varphi\int_0^L\sin(\varphi e^{\eta L})\,dL-\frac{g}{V_0^2}\int_0^L e^{2\eta L}dL. \tag{9.46}$$

Подстановкой
$$u=\varphi e^{\eta L} \tag{9.47}$$
приводим интегралы $\cos(\varphi e^{\eta L})$ и $\sin(\varphi e^{\eta L})$ к виду

$$\int_0^L\cos(\varphi e^{\eta L})\,dL=\frac{1}{\eta}\int_\varphi^u\frac{\cos u}{u}\,du=\frac{1}{\eta}|\mathrm{Ci}(u)|_\varphi^u=\frac{1}{\eta}[\mathrm{Ci}(u)-\mathrm{Ci}(\varphi)], \tag{9.48}$$

$$\int_0^L\sin(\varphi e^{\eta L})\,dL=\frac{1}{\eta}\int_\varphi^u\frac{\sin u}{u}\,du=\frac{1}{\eta}|\mathrm{Si}(u)|_\varphi^u=\frac{1}{\eta}[\mathrm{Si}(u)-\mathrm{Si}(\varphi)], \tag{9.49}$$

где $\mathrm{Ci}(u)$ и $\mathrm{Si}(u)$ — соответственно интегральный косинус и интегральный синус аргумента u. Значения этих функций определяются по таблицам, приведенным в работе [36].

Взяв остальные интегралы в выражении (9.46) и подставив в них уравнения (9.48) и (9.49), находим

$$\operatorname{tg}\theta = k_a\{\cos\varphi[\mathrm{Ci}(u)-\mathrm{Ci}(\varphi)]+ \\ +\sin\varphi[\mathrm{Si}(u)-\mathrm{Si}(\varphi)]\}-\frac{k_V}{2\varphi^2}(u^2-\varphi^2). \qquad (9.50)$$

Для определения высоты полета интегрируем равенство (9.50) и после соответствующих подстановок получаем

$$H = H_0 + k_a\left\{\cos\varphi\left[\frac{1}{\eta}\int_{\varphi}^{u}\frac{\mathrm{Ci}(u)}{u}\,du - L\,\mathrm{Ci}(\varphi)\right]+\right. \\ \left.+\sin\varphi\left[\frac{1}{\eta}\int_{\varphi}^{u}\frac{\mathrm{Si}(u)}{u}\,du - L\,\mathrm{Si}(\varphi)\right]\right\}-\frac{k_V}{4\eta}[2\eta(V_0t-L)+t^2]. \qquad (9.51)$$

Представим входящие в уравнение (9.51) интегралы в виде

$$\int_{\varphi}^{u} = \int_{0}^{u} - \int_{0}^{\varphi}$$

Обозначим

$$\int_0^u \frac{\mathrm{Ci}(u)}{u}\,du = \mathfrak{G}_{\mathrm{Ci}}(u) \text{ и } \int_0^u \frac{\mathrm{Si}(u)}{u}\,du = \mathfrak{G}_{\mathrm{Si}}(u).$$

Эти интегралы определяются численными методами. Найденные таким путем величины $\mathfrak{G}_{\mathrm{Ci}}(u)$ и $\mathfrak{G}_{\mathrm{Si}}(u)$ приведены на рис. 9.6. Их табулированные значения даны в работе [18].

Рассмотрим теперь второй вариант расчета. Подставляя в уравнение (9.41) вместо V производную $\dot{L}$ и интегрируя полученное выражение, находим

$$L = \frac{1}{V_0\eta(1-k_a)}\ln[1+V_0\eta(1-k_a)t]. \qquad (9.52)$$

Потенцируя, определяем t:

$$t = \frac{1}{V_0\eta(1-k_a)}[e^{\eta(1-k_a)}-1]. \qquad (9.53)$$

Обозначим

$$\varphi^* = \frac{\omega_x}{V_0\eta(1-k_a)}, \quad \eta^* = (1-k_a)\eta \text{ и } u^* = \varphi^* e^{\eta^* L}.$$

Поступая аналогично предыдущему, находим формулы для определения угла наклона траектории и высоты полета

$$\operatorname{tg}\theta = k_a\{\cos\varphi^*[\mathrm{Ci}(u^*)-\mathrm{Ci}(\varphi^*)]+\sin\varphi^*[\mathrm{Si}(u^*)-\mathrm{Si}(\varphi^*)]\}-$$

$$-\frac{k_V}{2}(e^{2\eta L}-1) \qquad (9.54)$$

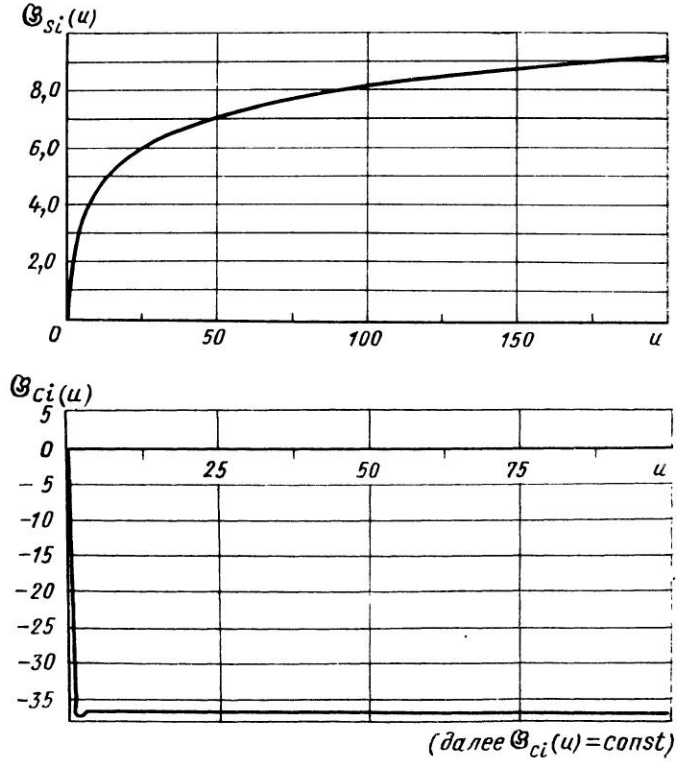


Рис. 9.6. Зависимости функций $\mathfrak{G}_{\mathrm{SI}}$ и $\mathfrak{G}_{\mathrm{CI}}$ от аргумента u

и

$$H = H_0 + k_a\left\{\cos\varphi^*\left[\frac{1}{\eta^*}\int_{\varphi^*}^{u^*}\frac{\mathrm{Ci}(u)}{u}\,du - L\,\mathrm{Ci}(\varphi^*)\right]+\right.$$

$$\left.+\sin\varphi^*\left[\frac{1}{\eta^*}\int_{\varphi^*}^{u^*}\frac{\mathrm{Si}(u)}{u}\,du - L\,\mathrm{Si}(\varphi^*)\right]\right\} - \frac{k_V}{4\eta}(e^{2\eta L}-2\eta L-1). \qquad (9.55)$$

Рассмотрим теперь схему первого варианта расчета параметров начального этапа траектории переходного участка штопора (второй вариант расчета выполняется аналогично).

1. Задаемся временем t. По величине t из формулы (9.40) определяем скорость полета V.

2. Находим дальность полета L по формуле (9.42).

3. По формуле (9.50) находим $\operatorname{tg}\theta$, а по $\operatorname{tg}\theta$ — угол наклона траектории полета.

4. Определяем высоту полета

$$H = H_0 + k_a \left\{ \cos\varphi \left[\frac{\mathfrak{G}_{Ci}(u) - \mathfrak{G}_{Ci}(\varphi)}{\eta} - L\,\mathrm{Ci}(\varphi) \right] + \right.$$

$$\left. + \sin\varphi \left[\frac{\mathfrak{G}_{Si}(u) - \mathfrak{G}_{Si}(\varphi)}{\eta} - L\,\mathrm{Si}(\varphi) \right] \right\} - \frac{kV}{4\eta} [2\eta(V_0 t - L) + t^2].$$

Определив таким образом параметры начального участка траектории входа самолета в штопор (до $\theta \leqslant 0$), можно затем продолжить расчет по методу, описанному в предыдущем разделе (для $\theta_0 \leqslant 0$), так как на оставшейся части траектории входа в штопор опять уже становится приемлемой гипотеза о самонейтрализации подъемной силы. В этом случае в качестве начальных условий при расчете оставшейся части траектории принимаются параметры конца начального ее этапа.

На рис. 9.7 для сравнения приведены характеристики начального участка траектории входа в штопор, полученные численным интегрированием уравнений движения самолета (сплошные линии), и результаты расчета (отдельные точки) по приближенным формулам (9.40), (9.42), (9.50) и (9.51). Треугольниками показаны данные летного эксперимента.

Рассмотрим зависимость продолжительности и длины начального этапа переходного участка штопора от высоты полета. Для этого определим время (t_{85}) и дальность полета (L_{85}) при выходе самолета на $\theta = -85°$ (т. е. практически до начала вертикального штопора) с исходного режима прямолинейного горизонтального полета ($\theta_0 = 0$).

Подставляя в формулы (9.29) и (9.25) значения $\tau_0 = 1$ и $\tau = \frac{1}{\cos 85°} = 11{,}5$, получаем

$$t_{85} = \frac{F_1(11{,}5;\ \bar{k})}{\sqrt{g\eta}} = F_1(11{,}5;\ \bar{k}) \sqrt{\frac{2m}{gC_x S \varrho_H}},$$

$$L_{85} = \frac{F_2(11{,}5;\ \bar{k})}{\eta} = F_2(11{,}5;\ \bar{k}) \frac{2m}{C_x S \varrho_H}.$$

Из этого видно, что при постоянном $\bar{k}$ продолжительность начального этапа возрастает с увеличением высоты полета пропорционально $\sqrt{\frac{1}{\varrho_H}}$, а его протяженность — пропорционально $\frac{1}{\varrho_H}$.

Аналогично получаем и величину скорости полета самолета (V_{85}) в момент t_{85}. Из формулы (9.27) находим

$$V_{85}=11{,}5\sqrt{\frac{g}{\psi(11{,}5;\bar{k})\eta}}=11{,}5\sqrt{\frac{2p_{уд}}{\psi(11{,}5;\bar{k})C_x\varrho_H}}.$$

Скорость полета V_{85} при $\bar{k}=\text{const}$ возрастает с увеличением высоты полета по закону $\sqrt{1/\varrho_H}$.

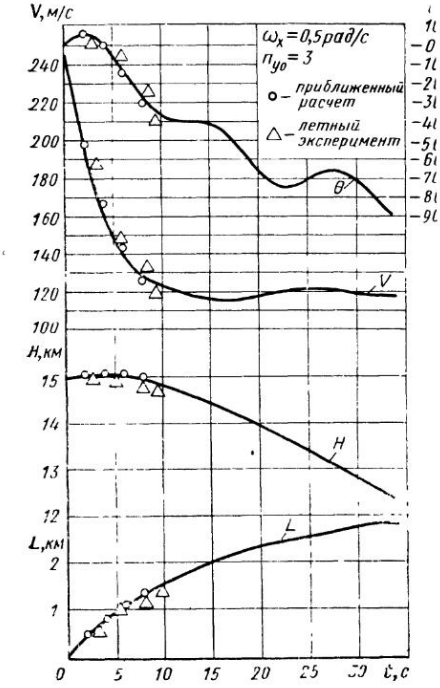


Рис. 9.7. Результаты расчета начального этапа переходного участка штопора

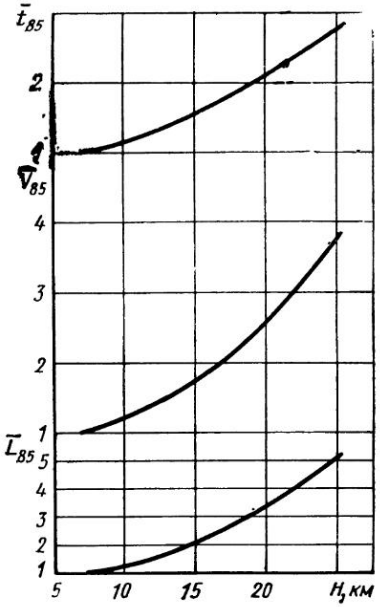


Рис. 9.8. Зависимость величин $\bar{t}_{85}$, $\bar{L}_{85}$ и $\bar{V}_{85}$ от начальной высоты полета

На рис. 9.8 в качестве примера приведены относительные величины $\bar{t}_{85}$, $\bar{L}_{85}$, $\bar{V}_{85}$ (отнесенные к значениям в этих параметров на высоте 7 км), полученные расчетом по формулам

$$\bar{t}_{85}=(t_{85})_H:(t_{85})_{H=7},\ \bar{L}_{85}=(L_{85})_H:(L_{85})_{H=7},\ \bar{V}_{85}=(V_{85})_H:(V_{85})_{H=7}.$$

Расчет производился для значений $C_x=1{,}25$, $p_{уд}=250$ кгс/м² и $V_0=150$ м/с=const.

9. 1. 3. Начальный восходящий участок

Определим условия существования и характеристики начального восходящего участка режима — начала переходного участка штопора (рис. 6. 22) после сваливания с исходного режима прямолинейного горизонтального полета при $n_{y0}>1$. Условия существования начального восходящего участка траектории определяются формулой (9. 50): на восходящем участке траектории полета $\theta>0$. Проанализируем эту формулу. Первое слагаемое в ней (в фигурных скобках) отражает влияние подъемной силы самолета. Это слагаемое при вращении самолета может быть как положительным, так и отрицательным. Второе слагаемое характеризует влияние веса самолета. Оно всегда отрицательно, так как сила тяжести всегда стремится отклонить траекторию полета вниз. Следовательно, восходящий участок траектории входа в штопор может существовать только в том случае, если первое слагаемое в формуле (9. 50) положительно и превышает абсолютную величину второго слагаемого. Это очевидное условие и является необходимым и достаточным условием существования начального восходящего участка траектории.

Протяженность начального восходящего участка траектории в принципе можно было бы определять из уравнений (9. 50) или (9. 54), решая их относительно L при условии $\theta=0$ (отбрасывая, естественно, тривиальное решение $L\equiv 0$). Однако аналитическое решение этих уравнений оказывается весьма сложным, а численное или графическое их решение не будет достаточно наглядным.

Поэтому вначале проведем упрощенный анализ для определения координат находящейся на начальном восходящем участке траектории точки, в которой величина θ будет максимальной (θ_{max}). В этом случае при $t=0$:

$$H=H_0,\ L=L_0=0,\ \theta=\theta_0=0;\ H'_L=(H'_L)_0=\operatorname{tg}\theta_0=0;$$

$$H''_L=(H''_L)_0>0.$$

Последнее условие становится очевидным, если рассмотреть уравнение (9. 44), из которого при $L=0$ получаем

$$(H''_L)_0=\varkappa-\frac{g}{V_0^2}=\frac{n_{y0}g}{V_0^2}-\frac{g}{V_0^2}=\frac{g}{V_0^2}(n_{y0}-1). \qquad (9.56)$$

Следовательно,

$$(H''_L)_0=0 \text{ при } n_{y0}=1 \text{ и } (H''_L)_0>0 \text{ при } n_{y0}>1.$$

Легко показать, что при принятых допущениях только в случае $n_{y0}>1$ возможно существование начального восходящего участка траектории.

Выражение (9. 56) можно рассматривать не только при $L=0$, но и при значениях $L>0$, но весьма близких к нулю (начало

траектории), когда $e^{\eta L} \approx 1$ и, следовательно, $\cos[\varphi(e^{\eta L}-1)] \approx 1$. Тогда из формулы (9.56) непосредственно вытекает, что возрастание угла наклона траектории $\left(H_L^* = \frac{d \operatorname{tg}\theta}{dL} > 0\right)$ возможно лишь при $n_{y0} > 1$, т. е. при $V_0 > V_{\min}$.

На всем протяжении начального участка траектории при $\theta_0 < \theta < \theta_{\max}$ вторая производная $H_L^* > 0$, а при $\theta = \theta_{\max}$ эта производная становится равной нулю, так как в этой точке имеет место максимум кривой $H_L' = f(L)$. Таким образом, необходимым и достаточным условием существования начального восходящего участка траектории, на котором θ возрастает, в рассматриваемом случае будет условие $H_L^* > 0$. При этом из формулы (9.44) получаем неравенство

$$\varkappa \cos[\varphi(e^{\eta L}-1)] > \frac{g}{V_0^2} e^{2\eta L}. \qquad (9.57)$$

При всех значениях L, удовлетворяющих неравенству (9.57), траектория полета будет восходящей и угол ее наклона будет непрерывно увеличиваться. Найдем значение L, при котором угол наклона траектории оказывается максимальным ($L_{\theta\max}$). Для этого требуется решить уравнение (9.44) относительно L при $H_L^* = 0$. Решим его приближенно, разложив косинус в ряд и оставив только два первых члена разложения, т. е. примем

$$\cos[\varphi(e^{\eta L}-1)] \approx 1 - \frac{\varphi^2 (e^{\eta L}-1)^2}{2}.$$

В этом случае получаем из уравнения (9.44) полное квадратное уравнение относительно $e^{\eta L_{\theta\max}}$

$$\left(\frac{2g}{V_0^2} + \varkappa\varphi^2\right) e^{2\eta L_{\theta\max}} - 2\varkappa\varphi^2 e^{\eta L_{\theta\max}} + \varkappa\varphi^2 - 2\varkappa = 0.$$

Решая его и логарифмируя полученное решение, находим

$$L_{\theta\max} = \frac{1}{\eta} \ln \frac{V_0^2\varkappa\varphi^2 + V_0\sqrt{2V_0^2\varkappa^2\varphi^2 + 2g\varkappa(1-\varphi^2)}}{2g + V_0^2\varkappa\varphi^2}. \qquad (9.58)$$

Для проведения упрощенного качественного анализа пренебрежем членом $2g$ в знаменателе выражения (9.58). Тогда, заменив предварительно $\varkappa$ на $k_a\eta$ и φ на $\frac{\omega_x}{V_0\eta}$, получаем

$$L_{\theta\max} \approx \frac{1}{\eta} \ln\left(1 + \frac{1}{\omega_x}\sqrt{2\eta^2 V_0^2 + \frac{4g\eta^3}{k_a\omega_x^2} V_0^2 - \frac{2g\eta}{k_a}}\right).$$

Из этого выражения, в частности, видно, что $L_{\theta\max}$ возрастает с увеличением начальной скорости полета и падает с увеличением ω_x. При $\omega_x \to \infty$ величина $L_{\theta\max} \to 0$, т. е. при достаточно большой угловой скорости крена становится справедливой гипотеза о самонейтрализации подъемной силы, когда средний

эффект ее действия оказывается равным нулю. В этом случае, естественно, начальный восходящий участок траектории практически отсутствует. В приведенном выше (см. рис. 9.7) примере длина начального восходящего участка траектории, на котором θ возрастает от $\theta_0=0$ до θ_{max}, составляет примерно 455 м. Полученная по указанной приближенной формуле величина $L_{\theta max}$ при тех же начальных условиях оказалась равной 464 м.

Определив $L_{\theta max}$, можно по формуле (9.50) найти величину θ_{max}, подставив в нее $L=L_{\theta max}$. По формуле (9.51) находим соответствующую высоту полета, определив предварительно время выхода самолета на $\theta_{max}(t_{\theta max})$ из уравнения (9.43), а по формуле (9.40) — скорость полета самолета при $\theta=\theta_{max}$.

Зная характеристики траектории полета при $\theta=\theta_{max}$ и величину θ_{max}, можем теперь расчет оставшегося участка траектории полета производить по приведенным выше формулам, приняв в них в качестве начальных условий полученные таким образом характеристики. В частности, таким образом, можно определить параметры второй половины восходящего участка траектории (от θ_{max} до $\theta=0$): увеличение дальности $\Delta L_{\theta=0}$ и время полета $\Delta t_{\theta=0}$ при изменении θ от θ_{max} до 0 и др. Для этого в соответствующие формулы подставляем значения $\tau_0=\frac{1}{\cos\theta_{max}}$ и $\tau=1$.

Длина ($L_{восх}$) и продолжительность ($t_{восх}$) восходящего участка траектории входа самолета в штопор находятся так:

$$L_{восх}=L_{\theta max}+\Delta L_{\theta=0};\ t_{восх}=t_{\theta max}+\Delta t_{\theta=0}. \qquad (9.59)$$

Аналогичным образом могут быть найдены и остальные характеристики траектории полета. Однако, как было показано выше, формулами первого раздела данной главы можно пользоваться только при сравнительно больших значениях ω_x. Если же величина ω_x весьма мала, то определять величины $L_{восх}$, $t_{восх}$ и другие требуется следующим образом. Вначале нужно приближенно найти $\Delta L_{\theta=0}$ по этим формулам, определить величину $L_{восх}$ первого приближения ($L_{восх.\,1}$) из выражения (9.59), а затем графически решать уравнение (9.50) при условии $\operatorname{tg}\theta=0$, разыскивая его решение в окрестности точки $L=L_{восх.\,1}$. Определив таким образом величину $L_{восх}$, затем можно определить и остальные характеристики траектории, как это указано в разд. 9.1.2.

9.2. ТРАЕКТОРИЯ ВЕРТИКАЛЬНОГО ШТОПОРА

9.2.1. Скорость снижения самолета на высотах более 11 км

Рассмотрим снижение самолета в режиме вертикального штопора при неработающем двигателе. Будем считать угол атаки постоянным, а скольжение достаточно малым, так

что $\cos\beta \approx 1$. В этом случае уравнение равновесия сил в направлении оси Ox скоростной системы координат приобретает вид

$$\frac{dV}{dt}+\frac{C_x g \varrho_H}{2p_{\text{ул}}}V^2+g\sin\theta=0. \tag{9.60}$$

В вертикальном штопоре $\theta \approx -90°$, т. е. $\sin\theta \approx -1$ и

$$\dot{H}=\frac{dH}{dt}=V\sin\theta=-V.$$

При этих условиях получаем из выражения (9.60)

$$\ddot{H}+\psi(H)(\dot{H})^2+g=0, \tag{9.61}$$

где

$$\psi(H)=-\frac{C_x g \varrho_H(H)}{2p_{\text{ул}}}. \tag{9.62}$$

Это нелинейное дифференциальное уравнение второго порядка с переменными коэффициентами может быть сведено к уравнению Бернулли подстановкой $v(H)=\dot{H}(t)$ и, следовательно, $v'_H(H)\dot{H}(t)=\ddot{H}(t)$.

Воспользовавшись этой подстановкой, получаем из уравнения (9.61)

$$v'_H v+\psi(H)v^2+g=0,$$

т. е. приходим к уравнению Бернулли

$$v'_H+\psi(H)v+gv^{-1}=0.$$

Следующей подстановкой $u(H)=[v(H)]^2$ и, таким образом, $u'_H(H)=2v(H)v'_H(H)$ приводим уравнение Бернулли к линейному дифференциальному уравнению первого порядка с переменными коэффициентами

$$u'_H+2\psi(H)u+2g=0,$$

решением которого является

$$u=\mathrm{e}^{-F}\left(u_0-2g\int_{H_0}^{H}\mathrm{e}^F dH\right), \tag{9.63}$$

где

$$F=F(H)=2\int_{H_0}^{H}\psi(H)dH. \tag{9.64}$$

Возвращаясь к исходным обозначениям, получаем из выражения (9.63)

$$V=\mathrm{e}^{-\frac{F}{2}}\sqrt{V_0^2-2g\int_{H_0}^{H}\mathrm{e}^F dH}. \tag{9.65}$$

Для высот полета 11000 м$<H<$30000 м зависимость плотности воздуха от высоты может быть представлена в виде

$$\varrho_H(H)=0{,}0371\,\mathrm{e}^{(11.000-H)/6318}.$$

В этом случае из выражения (9. 64) находим

$$F=F(H)=K_H-K_0, \tag{9.66}$$

где

$$K_H=K(H)=13100\,\frac{C_x}{p_{уд}}\,\mathrm{e}^{-H/6318} \tag{9.67}$$

и

$$K_0=K(H_0)=13\,100\,\frac{C_x}{p_{уд}}\,\mathrm{e}^{-H_0/6318}. \tag{9.68}$$

Найдем интеграл, стоящий под радикалом в уравнении (9. 65)

$$\int_{H_0}^{H}\mathrm{e}^{F}\,dH=\int_{H_0}^{H}\mathrm{e}^{K_H-K_0}dH=\frac{1}{\mathrm{e}^{K_0}}\int_{H_0}^{H}\mathrm{e}^{K_H}dH.$$

Произведем замену переменных в подынтегральной функции, приняв $y(H)=K_H$, откуда $dH=-6318\,dy/y$. Тогда

$$\int_{H_0}^{H}\mathrm{e}^{F}dH=-\frac{6318}{\mathrm{e}^{K_0}}\int_{K_0}^{K_H}\frac{\mathrm{e}^{y}}{y}\,dy=-\frac{6318}{\mathrm{e}^{K_0}}\,[E_i(K_H)-E_i(K_0)], \tag{9.69}$$

где $E_i(K)$ — интегральная показательная функция аргумента K. Значения ее определяются по таблицам, приведенным в работе [13].

Подставляя выражения (9. 66) и (9. 69) в уравнение (9. 65), находим следующую приближенную формулу для определения скорости снижения самолета в вертикальном штопоре на высотах 11000÷30000 м:

$$V=\mathrm{e}^{-K_H/2}\sqrt{\mathrm{e}^{K_0}V_0^2+124\cdot10^3\,[E_i(K_H)-E_i(K_0)]}. \tag{9.70}$$

9. 2. 2. Скорость снижения самолета на высотах менее 11 км

На высотах $H\leqslant11000$ м плотность воздуха может быть выражена формулой

$$\varrho_H(H)=0{,}125\,(1-H/44308)^{4{,}255}.$$

Подставляя это значение $\varrho_H(H)$ в выражение (9. 62) и соответствующее значение $\psi(H)$ в уравнение (9. 64), находим

$$F=F(H)=-2\,(b_H+b_0/2), \tag{9.71}$$

где

$$b_H = -5150\, C_x / p_{\text{уд}} (1 - H/44308)^{5,255}$$

и

$$b_0 = 10300 C_{xy} / p_{\text{д}} (1 - H_0/44308)^{5,255}.$$

Определим входящий в уравнение (9.63) интеграл $\int_{H_0}^{H} e^F dH$,

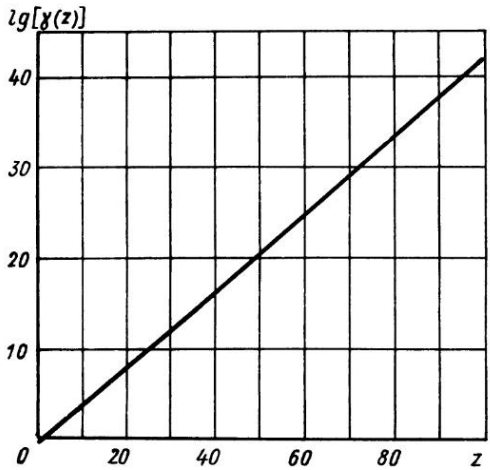


Рис. 9.9. Зависимость $\lg[\gamma(z)]$ от параметра z

подставляя в него значение F из уравнения (9.71). С этой целью произведем замену переменной в подынтегральной функции $z(H) = -2b_H$ и, следовательно, найдем

$$dH = -\frac{1810 dz}{\left(\frac{C_x}{p_{\text{уд}}}\right)^{0,19} z^{0,81}}.$$

Получаем

$$\int_{H_0}^{H} e^F dH = -\frac{1810}{\left(\frac{C_x}{p_{\text{уд}}}\right)^{0,19} e^{b_0}} \int_{z(H_0)}^{z(H)} \frac{e^z}{z^{0,81}} dz.$$

Подставляя это значение интеграла в уравнение (9.65), находим формулу для определения скорости снижения самолета в штопоре на высотах $H \leqslant 11000$ м:

$$V = e^{\left(b_H + \frac{b_0}{2}\right)} \sqrt{V_0^2 + \chi_V F(z)},$$

где

$$\chi_V = \frac{35500}{\left(\frac{C_x}{p_{\text{уд}}}\right)^{0,19} e^{b_0}},$$

а

$$F(z)=\int\limits_{z(H_0)}^{z(H)}\frac{e^z}{z^{0,81}}\,dz.$$

Этот интеграл определяется численными методами. Входящий в него параметр z, как было указано выше

$$z=10300\,\frac{C_x}{p_{уд}}\,(1-H/44308)^{5,255}.$$

Для удобства пользования представим полученный интеграл в виде:

$$\int\limits_{z(H_0)}^{z(H)}=\int\limits_{1}^{z(H)}-\int\limits_{1}^{z(H_0)}.$$

Значения интеграла $\int\limits_{1}^{z}\frac{e^z}{z^{0,81}}\,dz=\gamma(z)$ в зависимости от параметра z могут быть получены с помощью графика (рис. 9.9), а точнее — по таблицам, приведенным в работе [18].

9.2.3. Скорость снижения самолета при работающем двигателе

Определим скорость полета (снижения) самолета в вертикальном штопоре при работающем двигателе, считая приближенно тягу его постоянной: $P=\text{const}$. В этом случае вместо уравнения (9.60) получаем

$$\frac{dV}{dt}+\frac{C_x g\varrho_H}{2p_{уд}}V^2-g\bar{P}\cos\alpha+g\sin\theta=0, \qquad (9.72)$$

где $\bar{P}=P/G$ — тяговооруженность самолета.

Аналогично предыдущему находим следующие формулы для определения скорости полета:

для высот $H>11$ км

$$V=e^{-\frac{K_H}{2}}\sqrt{e^{K_0}V_0^2+124\cdot10^3(\bar{P}\cos\alpha+1)[E_l(K_H)-E_l(K_0)]};$$

для высот $H\leqslant11$ км

$$V=e^{\left(b_H+\frac{b_0}{2}\right)}\sqrt{V_0^2+(\bar{P}\cos\alpha+1)\chi_V F(z)}.$$

Используемые в этих расчетах начальные условия (V_0 и H_0) определяются по результатам описанного в выражении (9.1) расчета траектории входа самолета в штопор — в конечной точке этого участка при $\theta\approx-90°$. Если тяга двигателей $P\neq\text{const}$, а $P=P(V, H)$ и найденное при $H=H_0$ и $V=V_0$ значение P за-

метно отличается от того, которое имеет место при найденных по приведенным выше формулам значениях V на соответствующей высоте полета, то расчет можно уточнить, произведя повторное определение скорости по указанным формулам и подставляя в них новое (осредненное) значение

$$\overline{P}=\overline{P}_{\text{ср}}=\frac{\overline{P}(V_0,\ H_0)+\overline{P}(V,\ H)}{2}.$$

Если перепад высот при снижении самолета в штопоре сравнительно невелик (штопор в 2—3 витка), то можно приближенно считать $\varrho_H\approx\text{const}$. В этом случае уравнение (9.72) оказывается нелинейным дифференциальным уравнением первого порядка с постоянными коэффициентами и разделяющимися переменными. Получаем из (9.72) при $\theta=-90°$:

$$dt=\frac{dV}{g\left(\overline{P}\cos\alpha+1\right)-\dfrac{C_x g\varrho_H}{2p_{\text{у т}}}V^2}.$$

Интегрируя это выражение, находим формулу для определения скорости снижения самолета в таком вертикальном штопоре:

$$V=\frac{Ae^{\psi t}-B}{Ae^{\psi t}+B}\varepsilon,$$

где

$$\varepsilon=\sqrt{\frac{2\left(\overline{P}\cos\alpha+1\right)p_{\text{у т}}}{C_x\varrho_H}};\qquad A=1+\frac{V_0}{\varepsilon};\qquad B=1-\frac{V_0}{\varepsilon};$$

$$\psi=\frac{2g\left(\overline{P}\cos\alpha+1\right)}{\varepsilon}.$$

Принимая $dH=-Vdt$, подставляя полученное выше значение V и интегрируя, находим потерю высоты в штопоре

$$\Delta H=H_0-H=\varepsilon\int_0^t\frac{Ae^{\psi t}-B}{Ae^{\psi t}+B}\,dt.$$

С помощью подстановки $x(t)=e^{\psi t}$ приводим интеграл $\int_0^t\frac{Ae^{\psi t}-B}{Ae^{\psi t}+B}\,dt$ к табличному интегралу

$$\int_0^x\frac{Ax-B}{Ax+B}\,dx=\ln\frac{(Ax+B)^2}{(A+B)^2\,x}.$$

Отсюда получаем

$$\Delta H=-\frac{2\varepsilon}{\psi}\ln\frac{Ae^{\psi t}+B}{2}e^{-\frac{\psi t}{2}}.$$

Найденное таким образом значение ΔH можно также уточнять методом последовательных приближений, используя с этой целью осредненные значения $\bar{P}$ и ϱ_H:

для средней высоты $H_{ср}=\frac{H_0+H}{2}$

и средней скорости $V_{ср}=\frac{V_0+V}{2}$.

Если известна потеря высоты в штопоре и требуется найти время, за которое самолет снизился в режиме на ΔH, то из выражения для ΔH получаем формулу для определения продолжительности режима штопора

$$t_{шт}=\frac{2}{\psi}\ln\frac{\zeta+\sqrt{\zeta^2-AB}}{A},$$

где

$$\zeta=e^{\frac{\Delta H\psi}{2\varepsilon}}.$$

Зная скорость полета самолета на данной высоте и считая ее практически постоянной на протяжении одного витка штопора, легко найти потерю высоты за виток:

$$\Delta H_в=-Vt_в,$$

где $t_в=\frac{2\pi}{\omega}$ — время витка штопора;

ω — угловая скорость вращения самолета в штопоре, приближенно определяемая по материалам испытаний динамически подобной модели самолета в штопорной аэродинамической трубе.

9.3. ВЫХОД ИЗ ШТОПОРА

9.3.1. Потеря высоты на выходе из штопора

Определим потерю высоты на выходе самолета из штопора $\Delta H_{вых}$, понимая под этим термином разность между высотой начала вывода самолета из штопора (начала отклонения первого руля на вывод) и высотой выхода его из пикирования в режим горизонтального полета (см. рис. 6.1). Будем рассматривать величину $\Delta H_{вых}$ как сумму трех слагаемых:

1) потери высоты за счет запаздывания выхода $\Delta H_{зап}$;

2) потери высоты при пикировании после прекращения самовращения $\Delta H_п$;

3) потери высоты на выходе самолета из пикирования $\Delta H_{в.п}$

Потеря высоты за счет запаздывания выхода обычно бывает сравнительно невелика. Приближенно ее можно определять по формуле

$$\Delta H_{\text{зап}} = \frac{dH}{dt}\, t_{\text{зап}}, \tag{9.73}$$

где $\frac{dH}{dt}$ — скорость снижения самолета в штопоре (в момент начала вывода);

$t_{\text{зап}}$ — запаздывание выхода (в секундах), которое приближенно может быть определено по материалам испытаний модели в штопорной аэродинамической трубе.

Потерю высоты при пикировании после прекращения самовращения самолета определим для случая прямолинейного пикирования ($\theta = \text{const}$) с постоянным углом атаки. Пренебрегая изменением влияния сжимаемости, будем считать $C_x = \text{const}$ и $C_y = \text{const}$. Плотность воздуха и тягу двигателя примем также постоянными.

Из выражения (9.72) находим

$$dt = \frac{dV}{g\left(\bar{P}\cos\alpha - \sin\theta\right) - \dfrac{C_x g \varrho_H}{2p_{\text{уд}}} V^2}.$$

Воспользовавшись известным кинематическим соотношением $dH = V\sin\theta\, dt$ и интегрируя затем это выражение, подставив в него найденное выражение для dt, получаем

$$\int_{H_{\text{н}}}^{H_{\text{к}}} dH = H_{\text{к}} - H_{\text{н}} = \sin\theta \int_{V_{\text{н}}}^{V_{\text{к}}} \frac{V dV}{g\left(\bar{P}\cos\alpha - \sin\theta\right) - \dfrac{C_x g \varrho_H}{2p_{\text{уд}}} V^2}. \tag{9.74}$$

Здесь $H_{\text{н}}$ и $V_{\text{н}}$ — соответственно высота и скорость начала пикирования;

$H_{\text{к}}$ и $V_{\text{к}}$ — соответственно высота и скорость конца пикирования.

Заменяя $H_{\text{н}} - H_{\text{к}}$ на $\Delta H_{\text{п}}$ и обозначая

$$n_{\text{н}} = -\frac{C_x S \varrho_H V_{\text{н}}^2}{2G}, \quad n_{\text{к}} = -\frac{C_x S \varrho_H V_{\text{к}}^2}{2G},$$

получаем из выражения (9.74) формулу для определения потери высоты при пикировании:

$$\Delta H_{\text{п}} = \frac{V_{\text{н}}^2 \sin\theta}{2g n_{\text{н}}} \ln \frac{n_{\text{н}} + \bar{P}\cos\alpha - \sin\theta}{n_{\text{к}} + \bar{P}\cos\alpha - \sin\theta}. \tag{9.75}$$

Величина угла пикирования θ выбирается в каждом конкретном случае в зависимости от положения самолета после прекращения самовращения, условий полета (запаса высоты в на-

чале выхода, метеорологических условий и др.) и данных самого самолета (предельно допустимых скоростей пикирования, перегрузок, характеристик его управляемости и др.). У современных самолетов-истребителей величины угла пикирования на выходе из штопора обычно лежат в пределах θ от —50° до —20°. Однако, как уже указывалось, в зависимости от конкретной обстановки эти значения могут меняться.

Если входящая в формулу (9.75) величина $\bar{P}$ заметно меняется в зависимости от скорости и высоты полета, то при сравнительно большой $\Delta H_{\text{п}}$ целесообразно уточнять ее значение расчетом второго приближения. В этом случае в расчете первого приближения используется величина $\bar{P}$, определенная на высоте $H_{\text{н}}$ при средней скорости $V_{\text{ср}}=\frac{V_{\text{н}}+V_{\text{к}}}{2}$, по ней определяется в первом приближении $\Delta H_{\text{п}}$, а затем производится расчет второго приближения, в котором используются значения $\bar{P}$ и $n_{\text{к}}$, определенные уже для средней высоты $H_{\text{ср}}=\frac{H_{\text{н}}+H_{\text{к}}}{2}$.

Входящие в формулу (9.75) величины $V_{\text{п}}$ и $V_{\text{к}}$ выбираются следующим образом. Скорость полета самолета в момент прекращения авторотации приближенно можно считать равной скорости сваливания на данной высоте $H_{\text{н}}$ с данным полетным весом при $n_{y\,\text{с}}\approx 1$, т. е. при $V_{\text{н}}\approx V_{\text{с}}$. Если штопор происходит с работающим двигателем и на выводе из штопора двигатель не останавливается, то величина $V_{\text{к}}$ выбирается обычно из условия необходимости недопущения повторного сваливания самолета. Как правило, для этого бывает достаточно разогнать самолет в процессе пикирования (до начала вывода из пикирования) до приборной скорости, превышающей приборную скорость сваливания на данной высоте примерно в два раза. Таким образом, полагая приборную скорость приближенно равной индикаторной (обозначаемой индексом i), получаем условие $V_{i\,\text{к}}\approx 2V_{i\,\text{с}}$.

Для расчета первого приближения принимаем $V_{\text{к}}=2V_{\text{с.н}}$ ($V_{\text{с.н}}$ — скорость сваливания на высоте $H_{\text{н}}$). В расчете второго приближения можно уточнить величину $V_{\text{к}}$, определив ее из условия

$$V_{\text{к}}=2V_{\text{с.н}}\sqrt{\frac{\varrho_H}{\varrho_{\text{к}}}},$$

где $\varrho_{\text{н}}$ — плотность воздуха на высоте $H_{\text{н}}$;

$\varrho_{\text{к}}$ — плотность воздуха на высоте $H_{\text{к}}$.

У самолетов с ТРД при входе в штопор или в режиме штопора двигатель может останавливаться («глохнуть»), либо летчик может намеренно выключать двигатель (например, во избежание возможного его перегрева в результате помпажа). В таком случае пикирование на выходе из штопора производится с неработающим двигателем ($\bar{P}\approx 0$). При этом возможны два варианта выбора величины $V_{\text{к}}$.

1. Если у летчика нет оснований торопиться с запуском двигателя (сравнительно большой запас высоты), то величина $V_к$ определяется, как это было указано выше для случая пикирования с работающим двигателем ($\bar{P} \neq 0$).

2. Если в соответствии со сложившейся обстановкой летчик должен как можно быстрее запустить двигатель, т. е. как можно быстрее достичь скорости надежного запуска двигателя, то пикирование производится до скорости $V_{i\,к} \geqslant V_{i\,зап}$, где $V_{i\,зап}$ — индикаторная скорость надежного запуска двигателя на высоте $H_к$. В таком случае для расчета первого приближения принимается скорость $V_к \geqslant V_{зап}$, где $V_{зап}$ — истинная скорость надежного запуска двигателя на высоте $H_н$. А для расчета второго приближения величина $V_к$ находится из условия $V_к \geqslant \frac{V_{i\,зап}}{\sqrt{\Delta_к}}$, где $\Delta_к$ — относительная плотность воздуха на высоте $H_к$.

Формулу для определения потери высоты на выходе самолета из пикирования найдем в предположении о постоянстве нормальной перегрузки в процессе выхода из пикирования ($n_y = \text{const}$), что достаточно хорошо согласуется с летной практикой. При этом также рассмотрим два случая:

1. Выход из пикирования с постоянной скоростью полета, что практически соответствует выводу из пикирования при неработающем двигателе.

2. Выход из пикирования с увеличением скорости полета в процессе вывода до эволютивной скорости $V_э$, позволяющей летчику сразу же после выхода самолета в горизонтальный полет выполнять все необходимые маневры. Это соответствует полету с работающим двигателем.

Рассмотрим первый случай. При постоянной скорости полета кинетическая энергия самолета остается неизменной. Следовательно, работа всех действующих на самолет внешних сил на пройденном им пути σ будет равна по величине изменению за это время потенциальной энергии самолета, т. е.

$$G \int_{H_к}^{H_{г.п}} dH = \oint_{\sigma} Q d\sigma, \tag{9.76}$$

где $H_{г.п}$ — высота, на которой самолет выходит в режим горизонтального полета по выходе из пикирования.

Величину $d\sigma$ можно представить как длину бесконечно малой дуги радиуса r

$$d\sigma = r d\theta. \tag{9.77}$$

Так как в данном случае $\frac{dV}{dt} = \bar{P} = 0$, то из выражения (9.72) получаем

$$Q = G \sin \theta. \tag{9.78}$$

Воспользуемся известным выражением для нормальной перегрузки в скоростной системе осей координат

$$n_y = \frac{V^2}{gr} + \cos\theta, \tag{9.79}$$

откуда находим

$$r = \frac{V^2}{g(n_y - \cos\theta)}. \tag{9.80}$$

Подставляя формулы (9.77), (9.78) и (9.80) в уравнение (9.76), получаем формулу для определения потери высоты на выходе самолета из пикирования в первом рассмотренном случае

$$\Delta H_{в.п} = \int_{H_{г.п}}^{H_к} dH = \frac{V_к^2}{g}\int_{\theta}^{0} \frac{\sin\theta d\theta}{n_y - \cos\theta} = \frac{V_к^2}{g}\ln\frac{n_y - \cos\theta}{n_y - 1}. \tag{9.81}$$

Для второго случая воспользуемся известными формулами для $\Delta H_{в.п}$ и $V_э$, полученными в предположении, что на выходе из пикирования тяга двигателя уравновешивает лобовое сопротивление самолета:

$$\Delta H_{в.п} = \frac{V_к^2}{2g}\,\frac{2n_y(1-\cos\theta) - \sin^2\theta}{(n_y - 1)^2}, \tag{9.82}$$

$$V_э = V_к\frac{n_y - \cos\theta}{n_y - 1}.$$

Суммарная потеря высоты на выходе самолета из штопора

$$\Delta H_{вых} = \Delta H_{зап} + \Delta H_п + \Delta H_{в.п}.$$

9.3.2. Продолжительность выхода из штопора

По аналогии с потерей высоты на выходе время выхода самолета из штопора $\Delta t_{вых}$ также может быть представлено в виде суммы трех слагаемых:

$$\Delta t_{вых} = t_{зап} + t_п + t_{в.п}. \tag{9.83}$$

Величина $t_{зап}$ может быть приближенно определена по материалам испытаний на штопор динамически подобной модели в вертикальной аэродинамической трубе.

Формулу для определения $t_п$ находим из выражения (9.72) аналогично тому, как была выведена формула для $t_{шт}$. Получаем:

$$t_п = k_{и}\ln\frac{\xi + \sqrt{\xi^2 - ab}}{a}, \tag{9.84}$$

где

$$k_п=\frac{1}{g}\sqrt{\frac{2p_{уд}}{C_x\varrho_H(\bar{P}\cos\alpha-\sin\theta)}};\quad \xi=e^{-\frac{\Delta H_п}{k_п\lambda_п\sin\theta}};$$

$$\lambda_п=\sqrt{\frac{2(\bar{P}\cos\alpha-\sin\theta)\,p_{уд}}{C_x\varrho_H}};\quad a=1+\frac{V_0}{\lambda_п};$$

$$b=1-\frac{V_0}{\lambda_п}.$$

Время выхода самолета из пикирования будем рассматривать для тех же двух случаев, для которых определялась потеря высоты на выходе из пикирования. Рассмотрим вначале первый случай.

Воспользовавшись выкладками, проведенными при выводе формулы (9.81), получаем

$$dH=-\frac{V^2\sin\theta}{g(n_y-\cos\theta)}d\theta.$$

Подставляя выражение для dH в кинематическое соотношение $dH=V\sin\theta\,dt$, находим

$$dt=-\frac{Vd\theta}{g(n_y-\cos\theta)}.$$

Интегрируя это равенство, определяем время выхода из пикирования

$$t_{в.п}=\int_0^{t_{в.п}}dt=-\frac{V}{g}\int_{\theta_п}^{0}\frac{d\theta}{n_y-\cos\theta}=$$

$$=\frac{2V}{g\sqrt{n_y^2-1}}\operatorname{arctg}\frac{(n_y+1)\operatorname{tg}\frac{1}{2}\theta_п}{\sqrt{n_y^2-1}},\qquad(9.85)$$

где $\theta_п$ — угол наклона траектории полета при пикировании.

Определим величину $t_{в.п}$ для второго случая.

С учетом указанных выше допущений, сделанных при выводе формулы (9.82), получаем из (9.72):

$$dt=-\frac{dV}{g\sin\theta}.\qquad(9.86)$$

Для определения величины $t_{в.п}$ во втором случае приближенно примем зависимость $V=f(\theta)$ на выходе самолета из пикирования линейной (рис. 9.10). Тогда величина dV может быть представлена в виде

$$dV=\frac{V_к-V_э}{\theta_п}d\theta.$$

Подставляя это значение dV в (9.86), находим

$$dt = \frac{V_э - V_к}{g\theta_п \sin\theta}\, d\theta.$$

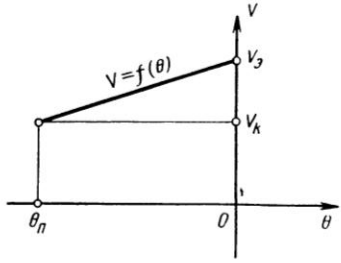


Рис. 9.10. Графическая зависимость изменения скорости по углу наклона траектории полета при выводе из пикирования

Интегрируя полученное выражение, находим формулу для определения продолжительности выхода самолета из пикирования во втором случае

$$t_{в.п} = \int_0^{t_{в.п}} dt \approx \frac{V_э - V_к}{g\theta_п} \int_{\theta_п}^{\theta=-1°} \frac{d\theta}{\sin\theta},$$

откуда

$$t_{в.п} \approx \frac{V_э - V_к}{g\theta_п} \ln \frac{0{,}0175}{|\operatorname{tg}\theta_п/2|}.$$

9.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ УГЛОВ И РАДИУСА ШТОПОРА В ПОЛЕТЕ

9.4.1. Углы атаки и скольжения

Углы атаки и скольжения самолета в штопоре являются одними из основных характеристик режима. Однако непосредственное измерение их в штопоре оказывается, как правило, недостаточно точным. Поэтому чаще всего в летных испытаниях их определяют на основании записей приборов-самописцев угловых скоростей или перегрузок. Рассмотрим вначале метод определения α и β по угловым скоростям вращения самолета в режиме установившегося вертикального штопора. Из приведенных в гл. 3 соотношений (3.9) и (3.10) получаем известное выражение для определения угла атаки самолета в штопоре:

$$\operatorname{tg}\alpha = -\frac{\omega_{y1}}{\omega_{x1}}. \qquad (9.87)$$

Из этого выражения можно легко найти и известную формулу для среднего угла атаки самолета в штопоре:

$$\alpha_{ср} \approx \operatorname{arctg}\left(-\frac{\omega_{y\,ср}}{\omega_{x\,ср}}\right),$$

где $\omega_{y\,ср}$ и $\omega_{x\,ср}$ — осредненные значения соответственно угловых скоростей рыскания и крена в штопоре.

Из (3. 11) и (3. 10) находим формулу для определения угла скольжения:

$$\operatorname{tg}\beta = -\frac{\omega_{z1}}{\omega_{y1}}\sin\alpha,$$

или, избавляясь от α, получаем:

$$\operatorname{tg}\beta = \pm\frac{\omega_{z1}}{\sqrt{\omega_{x1}^2+\omega_{y1}^2}} = \pm\frac{\omega_{z1}}{\omega_{xy}}. \qquad (9.88)$$

Здесь ω_{xy} — проекция вектора $\vec{\omega}$ на плоскость x_1Oy_1.

Знак перед правой частью формулы (9. 88) выбирается в соответствии с уравнением (3. 11). Так, например, при правом нормальном штопоре ($\omega>0$) следует оставлять знак плюс (знаки ω_{z1} и β совпадают), при левом нормальном штопоре ($\omega<0$) — знак минус.

При неустановившемся штопоре, когда направления векторов $\vec{\omega}$ и $\vec{V}$ не совпадают, или при отсутствии прибора-самописца угловых скоростей углы атаки и скольжения можно определять по полетным записям прибора-самописца перегрузок. Обозначим через n_{x1}, n_{y1} и n_{z1} проекции результирующего вектора перегрузки в центре тяжести самолета соответственно на оси Ox_1, Oy_1 и Oz_1, связанной с самолетом системы координат.

Проектируя составляющие вектора перегрузки n_{x1}, n_{y1} и n_{z1} на ось Ox скоростной системы координат, получаем

$$n_{x1}\cos\alpha\cos\beta - n_{y1}\sin\alpha\cos\beta + n_{z1}\sin\beta = n_x. \qquad (9.89)$$

Воспользовавшись известным выражением для продольной перегрузки в скоростной системе осей координат

$$n_x = \frac{1}{g}\frac{dV}{dt} + \sin\theta \approx \frac{1}{g}\frac{dV}{dt} - 1,$$

можем привести уравнение (9. 89) к виду

$$n_{x1}\cos\alpha = n_{y1}\sin\alpha - \xi,$$

где

$$\xi = \frac{1}{\cos\beta}\left(n_{z1}\sin\beta - \frac{1}{g}\frac{dV}{dt} + 1\right). \qquad (9.90)$$

Возводя правую и левую части полученного выражения в квадрат, получаем полное квадратное уравнение относительно $\sin\alpha$

$$(n_{y1}^2 + n_{x1}^2)\sin^2\alpha - 2n_{y1}\xi\sin\alpha + \xi^2 - n_{x1}^2 = 0,$$

откуда находим

$$\sin\alpha = \frac{\xi n_{y1} \pm n_{x1}\sqrt{n_{y1}^2 + n_{x1}^2 - \xi^2}}{n_{y1}^2 + n_{x1}^2}.$$

Обычно величина n_{x1} в штопоре бывает сравнительно невелика, так что квадратом ее можно пренебречь. В этом случае

$$\sin\alpha=\frac{\xi n_{y1}\pm n_{x1}\sqrt{n_{y1}^2-\xi^2}}{n_{y1}^2}. \qquad (9.91)$$

Перед радикалом в формуле (9.91) принимается в нормальном штопоре знак плюс при $n_{x1}<0$ и минус при $n_{x1}>0$, в перевернутом штопоре — наоборот. Расчет производится следующим образом. Полагаем $\beta=0$, т. е. $\cos\beta=1$ и $\sin\beta=0$. Если штопор протекает с постоянной или медленно изменяющейся по времени скоростью, то и $dV/dt=0$. При этих условиях получаем из (9.91)

$$\sin\alpha=\frac{n_{y1}\pm n_{x1}\sqrt{n_{y1}^2-1}}{n_{y1}^2}. \qquad (9.92)$$

Определив величину угла атаки в первом приближении (α_{I}) по формуле (9.92), находим затем величину угла скольжения — также в первом приближении (β_{I}). Из (9.89) получаем:

$$\sin\beta=\frac{\left(\frac{1}{g}\frac{dV}{dt}-1\right)n_{z1}\pm n_{xy}\sqrt{n_{z1}^2+n_{xy}^2-\left(\frac{1}{g}\frac{dV}{dt}-1\right)^2}}{n_{z1}^2+n_{xy}^2}, \qquad (9.93)$$

где

$$n_{xy}=n_{x1}\cos\alpha-n_{y1}\sin\alpha.$$

Пренебрегая членами с n_{x1}^2 и n_{z1}^2, а также если и $\frac{dV}{dt}\approx 0$, получаем

$$\sin\beta=-n_{z1}/n^*\pm\sqrt{1-1/n^*}, \qquad (9.94)$$

где

$$n^*=n_{y1}^2\sin^2\alpha-n_{y1}n_{x1}\sin 2\alpha.$$

Здесь перед радикалом при $n_{z1}>0$ должен стоять знак минус, а при $n_{z1}<0$ — знак плюс.

Зная α_{I}, находим теперь значение β_{I} по формуле (9.94), подставляя α_{I} в выражение для n^*, а затем по формуле (9.91), подставляя в выражение для ξ величину β_{I}, находим величину α второго приближения (α_{II}). По α_{II} из формулы (9.94) находим угол скольжения во втором приближении. Обычно для определения углов атаки и скольжения самолета в штопоре указанным образом достаточно бывает второго приближения (об этом можно судить по совпадению величин α_{I} и α_{II}).

Если подкоренное выражение (9.94) оказывается отрицательным, то значит $V\neq\text{const}$ и $\frac{dV}{dt}>0$. В этом случае расчет следует проводить по формулам (9.91) и (9.93) вместо (9.92) и (9.94).

9. 4. 2. Углы наклона самолета и радиус штопора

Углы крена и тангажа самолета в штопоре можно определять по полетным записям прибора-самописца перегрузок. Для получения соответствующих формул спроектируем составляющие вектора перегрузки в земной системе осей координат (n_{xg}, n_{yg} и n_{zg}) на оси связанной с самолетом системы координат. Находим следующие соотношения (рассматриваем вектор перегрузки в центре тяжести самолета):

$$n_{xg}\cos\psi\cos\vartheta+n_{yg}\sin\vartheta-n_{zg}\sin\psi\cos\vartheta=n_{x1}; \qquad (9.95)$$

$$n_{xg}(\sin\psi\sin\gamma-\cos\psi\sin\vartheta\cos\gamma)+n_{yg}\cos\gamma\cos\vartheta+$$
$$+n_{zg}(\cos\psi\sin\gamma+\cos\gamma\sin\psi\sin\vartheta)=n_{y1}; \qquad (9.96)$$

$$n_{xg}(\cos\psi\sin\gamma\sin\vartheta+\sin\psi\cos\gamma)-n_{yg}\cos\vartheta\sin\gamma+$$
$$+n_{zg}(\cos\psi\cos\gamma-\sin\gamma\sin\vartheta\sin\psi)=n_{z1}. \qquad (9.97)$$

Определим теперь входящие в эти уравнения величины n_{xg}, n_{yg} и n_{zg}. В вертикальном штопоре можно принять $n_{yg}\approx 1$. Проекция действующей на самолет результирующей аэродинамической силы на горизонтальную плоскость ($R_г$) равна по величине центростремительной силе $F_ц=m\omega^2 r_{шт}$. Составляющие перегрузки n_{xg} и n_{zg} могут быть представлены в виде

$$n_{xg}=\frac{R_г\cos\psi}{G}=\frac{\omega^2 r_{шт}\cos\psi}{g}$$

и

$$n_{zg}=-\frac{R_г\sin\psi}{G}=-\frac{\omega^2 r_{шт}\sin\psi}{g},$$

откуда получаем

$$\frac{\omega^2 r_{шт}}{g}\cos\vartheta+\sin\vartheta=n_{x1}; \qquad (9.98)$$

$$-\frac{\omega^2 r_{шт}}{g}\sin\vartheta\cos\gamma+\cos\gamma\cos\vartheta=n_{y1}; \qquad (9.99)$$

$$\frac{\omega^2 r_{шт}}{g}\sin\gamma\sin\vartheta-\cos\vartheta\sin\gamma=n_{z1}. \qquad (9.100)$$

Из выражений (9. 99) и (9. 100) находим

$$\operatorname{tg}\gamma=-\frac{n_{z1}}{n_{y1}}. \qquad (9.101)$$

Из (9. 98) и (9. 99), пренебрегая членами, содержащими n_{x1}^2, получаем

$$\sin\vartheta\approx\frac{n_{x1}\cos^2\gamma}{n_{y1}^2}\pm\sqrt{1-\frac{\cos^2\gamma}{n_{y1}^2}}. \qquad (9.102)$$

При сравнительно больших значениях n_{y1} и γ формулу (9. 102) можно еще более упростить:

$$\sin \vartheta \approx \pm \sqrt{1 - \frac{\cos^2 \gamma}{n_{y1}^2}}. \qquad (9.\ 103)$$

В этих формулах перед радикалом остается знак минус для нормального штопора и знак плюс для перевернутого.

Из выражения (9. 98) получаем формулу для определения радиуса штопора

$$r_{шт} = \frac{(n_{x1} - \sin \vartheta)\, g}{\omega^2 \cos \vartheta}, \qquad (9.\ 104)$$

где

$$\omega^2 = \omega_{x1}^2 + \omega_{y1}^2 + \omega_{z1}^2.$$

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Бюшгенс Г. С., Студнев Р. В.** Динамика пространственного движения самолета. М., Машиностроение, 1967, 225 с.

2. **Ведров В. С., Коровицкий С. А., Станкевич Ю. К.** Исследование штопора самолета Р-5 в полете.—«Труды ЦАГИ», 1935, вып. 228, 49 с.

3. **Галлай М. Л.** Полет самолета с неполной и несимметричной тягой. М., Машиностроение, 1970, 191 с.

4. **Головатюк Г. И., Тетерюков Я. И.** Спектры обтекания модели комбинации фюзеляж — крыло на закритических углах атаки. — «Ученые записки ЦАГИ», т. IV, 1973, № 1, с. 109—114.

5. **Де Брейн Н. Г.** Асимптотические методы в анализе. М., ИЛ, 1961, 247 с.

6. **Журавченко А. Н., Вержанская Е. А.** Исследование штопора самолета в аэродинамической трубе с учетом радиуса его траектории. — «Труды ЦАГИ», 1936, вып. 260, 75 с.

7. **Журавченко А. Н.** Лабораторные исследования по проблеме штопора и полета в закритической области. — «Труды ЦАГИ», 1935, вып. 200, 38 с.

8. **Журавченко А. Н., Покровский Е. А.** Из опыта летных испытаний самолета на штопор. — «Техника воздушного флота», 1940, № 10—11, с. 64—70.

9. **Калачев Г. С., Котик М. Г.** Сваливание и штопор современных самолетов: — В сб:. «Летчику о практической аэродинамике», Воениздат, 1961, с. 160—170.

10. **Калачев Г. С., Котик М. Г.** Сваливание современных самолетов. — «Вестник воздушного флота», 1961, № 1, с. 54—59.

11. **Калачев Г. С., Котик М. Г.** Устойчивость и сваливание. — «Вестник воздушного флота», 1961, № 5, с. 56—64.

12. **Калачев Г. С., Котик М. Г.** Штопор. — «Вестник воздушного флота», 1961, № 10, с. 72—75.

13. **Корн Г., Корн Т.** Справочник по математике для научных работников и инженеров. М., «Наука», 1968, 720 с.

14. **Котик М. Г.** К расчету баллистического участка траектории полета. — «Известия Академии Наук СССР», сер. «Механика и машиностроение», 1964, № 5, с. 124—127.

15. **Котик М. Г.** Критические режимы сверхзвукового самолета. М., Машиностроение, 1967, 228 с.

16. **Котик М. Г.** Определение некоторых характеристик штопора самолета. — «Известия высших учебных заведений», сер. «Авиационная техника», 1965, № 3, с. 22—31.

17. **Котик М. Г., Павлов А. В., Пашковский И. М., Щитаев Н. Г.** Летные испытания самолетов. М., Машиностроение, 1968, 423 с.

18. **Котик М. Г.** Расчет траектории движения самолета в штопоре. — «Труды ВВИОЛКА им. Жуковского», вып. 1028, 1964, 129 с.

19. **Котик М. Г.** Управляемость сверхзвуковых самолетов в криволинейном полете. — «Труды ВВИОЛКА им. Жуковского», вып. 1027, 1964, 62 с.

20. **Котик М. Г., Щербаков А. А.** О боковой устойчивости и управляемости сверхзвуковых самолетов. — «Вестник воздушного флота», 1960, № 8, с. 66—74.

21. **Котик М. Г., Щербаков А. А.** Особенности боковой устойчивости и управляемости сверхзвуковых самолетов. — В сб.: «Летчику о практической аэродинамике», Воениздат, 1961, с. 92—106.

22. **Котик М. Г., Щербаков А. А.** Устойчивость и управляемость сверхзвукового самолета на маневрах с креном. — в сб.: «Летчику о практической аэродинамике», Воениздат, 1961, с. 107—116.

23. **Лурье А. И.** Аналитическая механика, М., Физматгиз, 1961, 824 с.

24. **Маделунг Э.** Математический аппарат физики. М., Физматгиз, 1961, 618 с.

25. **Мхитарян А. А., Фридланд В. Я., Коротеев А. И., Полищук Ю. К.** Построение схем автоматических сигнализаторов срывных режимов обтекания, основанных на определении толщины пограничного слоя. Некоторые вопросы аэродинамики и электрогидродинамики. Сб. КИИГА, вып. 6, 1970, с. 168—172.

26. **Мхитарян А. М.** Аэродинамика. М., Машиностроение, 1970, 427 с.

27. **Остославский И. В., Стражева И. В.** Динамика полета. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов. М., Машиностроение, 1965, 467 с.

28. **Остославский И. В., Стражева И. В.** Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. М., Машиностроение, 1963, 430 с.

29. **Понтрягин Л. С.** Обыкновенные дифференциальные уравнения. М., «Наука», 1970, 331 с.

30. **Пышнов В. С.** Динамические свойства самолета. М., Оборонгиз, 1951, 175 с.

31. **Пышнов В. С.** Как был покорен штопор. — «Авиация и космонавтика», 1967, № 8, с. 10—12.

32. **Пышнов В. С.** Кризисные явления обтекания крыльев. Научно-методические материалы по вопросам динамики полета, сб. ВВИОЛКА им. Жуковского, 1972, 187 с.

33. **Пышнов В. С.** Самовращение и штопор самолетов. — «Техника воздушного флота», 1927, № 2, с. 89—95.

34. **Пышнов В. С.** Свойства вращающихся крыльев. — «Техника воздушного флота», 1928, № 3, с. 162—169.

35. **Пышнов В. С.** Штопор самолетов. — «Техника воздушного флота», 1929, № 8, с. 475—482.

36. **Таблицы** интегрального синуса и косинуса. Издание Академии Наук СССР, 1954, 472 с.

37. **«Фантом»** в штопоре. — «Авиация и космонавтика», 1972, № 1 (с. 41—42) и № 3 (с. 46—47).

38. **Чжен П.** Отрывные течения. М., «Мир», 1972, т. 1 (299 с), 1973, т. 2 (280 с) и т. 3 (333 с).

39. **Щербаков А. А., Котик М. Г.** О пользовании триммерами при бустерном управлении. — «Советская авиация», 1959, № 149, с. 2.

40. **Щербаков А. А., Котик М. Г.** Устойчивость сверхзвукового самолета при кренении. — «Вестник воздушного флота», 1960, № 1, с. 51—56.

41. **Anglin E. L.** Relationschip between magnitude of applied spin recovery moment and ensuing number of recovery turns. NASA TN D-4077, 1967.

42. **Anqlin E. L., Scher S. H.** Analytical study of aircraft-developed spins and determination of moments for satisfactory spin recovery. NASA TN D-2181, 1964.

43. **Berg B.** Reynolds Number and Mach Number effects on the maximum lift and stalling characteristics of wings at low speeds. NLR TR 69025U, 1969.

44. **Bihrle J.** The influence of the static and dynamic aerodynamic characteristics on the spinning motion of aircraft. AIAA Paper, No. 70—946, 1970.

45. **Bowman J. S.** Airplane Spinning. Astronautics and Aeronautics, vol. 4, No. 3, 1966.

46. **Brünner A., Stanfenbiel R.** Trudelmessungen an einem Flugzeug mit Vorflügel. Zur Problematik einer Trudelerprobung, DVL Bericht, No. 169, 1691.

47. **Burris W. R., Hutchins D. E.** Effect of wing leading edge geometry on maneuvering boundaries and stall departure. AIAA Paper, No. 70—904, 1970.

48. **Casteel G. R., Weyl C. J.** A design approach to provide satisfactory spin charachteristics for a modern fighter aircraft. AIAA Paper, No. 70—928, 1970.

49. **Chambers J. R., Bowman J. S., Anglin E. L.** Analysis of the flat-spin charachteristics of a twin-jet swept-wing fighter airplane. NASA TH D-5409, 1969.

50. **Chambers J. R., Bowman J. S.** Recent Experience with Techniques for Prediction of Spin Characteristics of Fighter Aircraft, Journal of Aircraft, vol. 8, No. 7, 1971.

51. **Chambers J. R., Anglin E. L., Bowman J. S.** Effects of a pointed nose on spin characteristics of a fighter airplane model including correlation with theoretical calculations. NASA TN D-5921, 1970.

52. **Davies D. P.** Stalling. Flight, vol. 85, No. 2923, 1965.

53. **Gilbert W. P., Libbey C. E.** Investigation of an automatic spin-prevention system for fighter airplanes. NASA TN D-6670, 1972.

54. **Glauert H.** The investigation of the spin of an aeroplane. ARC Report and Memoranda, No. 618, 1919.

55. **Hancoc G. J.** Problems of Aircraft Behaviour at Higt Angles of Attack. AGARDograph 136, 1969.

56. **Isaacs D.** Wind tunnel measurements of the low speed stalling characteristics of a model of the Hawker-Siddeley Trident 1C. ARC RαM, N 3608, 1969.

57. **Lee H. A., Libbey C. E.** Incipient and developed-spin and recovery characteristics of a modern high-speed fighter design with low aspect ratio as determined from dynamic-model tests. NASA TN, Dec. ND-956, 1961.

58. **Libbey C. E., Burk S. M.** A technique utilizing free-flying radio-controlled models to study the incipient — and developed-spin characteristics of airplanes. NASA MEMO 2-6-59L, 1959.

59. **McElroy C. E., Sharp P. S.** An approach to stall/spin development and test. AIAA Paper, No. 71—772, 1971.

60. **McRae D. M.** General description and comments on $C_{L_{max}}$ and stalling behaviour. The Aeronautical Journal, vol. 73, No. 702, 1969.

61. **Montgomery R. C., Moul M. T.** Analysis of deep-stall characteristics of T-tailed aircraft configuration and some recovery procedures. AIAA Paper, No. 66—13, 1966.

62. **Moss G. F., Haines A. B., Jordan R.** The effect of leading-edge geometry on high-speed stalling. ARC CP No. 1251, 1973.

63. **Neinhouse A. I., Klinar W. J., Scher S. H.** Status of spin research for recent airplane designs. NASA TR, R-57, 1960.

64. **Neppert H.** Theoretische Trudeluntersuchung an einem Beispiel-Flugzeug mit hoch- und tiefgesetztem Höhenleitwerk. Luftfahrttechnik. Raumfahrttechnik, B. 13, Nr. 1, 1967.

65. **Pinsker W. J. G.** The theory and practice of inertia cross-coupling. The Aeronautical Journal RAeS, 1969, Vol. 73, N. 704.

66. **Polhamus E. C.** The deep-stall problem of T-tail aircraft. Space/Aeronautics, vol. 45, No. 5, 1966.

67. **Rutan B.** Fighter testing — spin test or spin prevention test? The Aeronautical Journal RAeS, April 1972.

68. **Shufeldt C. V., Layton D. M.** Improved qualitative flight data rating scales. Journal of Aircraft, vol. 9, No. 8, 1972.

69. **Smith D. D.** Spinning the A-7. The Society of Experimental Test Pilots Technical Review, vol. 10, No. 2, 1970.

70. **Stahl W., Mackrodt P. A.** Dreikomponentenmessungen bis zu grossen Anstellwinkeln an fünf Tragflügeln mit verschiedenen Umrissformen in Unterschall — und Überschallströmung. Zeitschrift für Flugwissenschaften, B. 13, Nr. 12, 1965.

71. **Stangl J. G.** Trudeluntersuchungen mit analytischen Methoden und Ergebnisse für das VTOL — Flugzeug VJ 101C. Jahrbuch 1966 der WGLR, Braunschweig, 1967.

72. **Thomas H. B. M.** On problems of flight over an extended angle-of-attack range. The Aeronautical Journal N 752, vol. 77, 1973.

73. **Weissman R.** Preliminary Criteria for Predicting Departure Characteristics/Spin Susceptibility of Fighter-Type Aircraft. Journal of Aircraft, vol. 10, No. 4, 1973.

74. **Wilson R.** Analytical investigation of spinning behaviour and recovery from the developed spin of a 60° delta-wing aircraft configuration using a high-speed digital computer. Technical Note HSA 137, 1968.

76. **Young J. W., Adams W. M.** Analytical prediction of aircraft spin characteristics and analysis of spin recovery. AIAA Paper, No. 72—985, 1972.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

Предисловие 3
Введение 5

Глава 1. **Основные определения и понятия** 9

1.1. Режимы полета 9
1.2. Управление самолетом 15
1.3. Кинематические характеристики 18
1.4. Номенклатура скоростей 22

Глава 2. **Авторотация самолета** 23

2.1. Условия возникновения авторотации 23
2.2. Диаграммы авторотации 32
2.3. Влияние скольжения 36
2.4. Авторотация стреловидного и треугольного крыла 38
2.5. Авторотация фюзеляжа 42

Глава 3. **Моменты и силы, действующие на самолет в штопоре** . . . 46

3.1. Моменты и силы, обусловливающие переход от сваливания к штопору 46
3.2. Равновесие сил в режиме установившегося штопора 48
3.3. Равновесие моментов 52

Глава 4. **Классификация режимов штопора** 59

4.1. Принцип классификации 59
4.2. Классификация нормальных штопоров 60
4.3. Классификация перевернутых штопоров 70

Глава 5. **Разновидности режимов сваливания** 76

5.1. Основные характеристики сваливания 76
5.2. Влияние формы крыла в плане 88
5.3. Резкость сваливания 96
5.4. Предупреждающие признаки 101
5.5. Влияние начальных условий 105
5.6. Сваливание с больших сверхзвуковых скоростей и динамического потолка 112
5.7. Сваливание в турбулентной атмосфере и при обледенении . . 116
5.8. Особенности сваливания сверхзвуковых самолетов 119
5.9. Влияние средств увеличения подъемной силы 122
5.10. Парирование сваливания и методы вывода самолета 127

Глава 6. **Особенности штопора современных самолетов** 136

6.1. Схематическое изображение этапов штопора 136
6.2. Особенности сверхзвуковых самолетов, влияющие на характеристики штопора 137
6.3. Переходный участок штопора 139
6.4. Вертикальный штопор 148
6.5. Многообразие характеристик штопора 150
6.6. Влияние начальных условий 164

Стр.
6.7. Работа двигателей в штопоре 171
6.8. Штопор и аэроинерционное вращение 178
6.9. Влияние случайных факторов 207
Глава 7. **Методы вывода из штопора** 210
7.1. Общая характеристика применяемых методов пилотирования . . 210
7.2. Влияние отклонения элеронов 213
7.3. Вывод из нормального штопора 224
7.4. Вывод из перевернутого штопора 230
7.5. Особенности вывода сверзвуковых самолетов из штопора . . . 233
7.6. Анализ ошибок пилотирования 237
7.7. Влияние аэродинамического гистерезиса 246
7.8. Использование дополнительных методов и средств вывода из штопора 249
Глава 8. **Методы исследования штопора** 257
8.1. Краткий обзор современных методов 257
8.2. Уравнения движения самолета 268
8.3. Моделирование штопора 272
Глава 9. **Расчет траектории штопора** 281
9.1. Траектория переходного участка 281
9.2. Траектория вертикального штопора 304
9.3. Выход из штопора 310
9.4. Определение углов и радиуса штопора в полете 316
Список литературы 321

Михаил Григорьевич Котик

ДИНАМИКА ШТОПОРА САМОЛЕТА

Редактор издательства *А. А. Хрусталева* Художник *Л. С. Вендров*
Технический редактор *И. А. Юдина* Корректор *Л. Е. Хохлова*

Сдано в набор 14/X-1975 г. Подписано к печати 20/I-1976 г. Т-03022
Формат 60×90¹/₁₆ Бумага № 1 Печ. л. 20,5 Уч.-изд. л. 20,05
Тираж 2700 экз. Изд. зак. 228 Цена 1 р. 30 к.

Издательство «Машиностроение», 107885 Москва, Б-78, 1-й Басманный пер., 3.

Московская типография № 8 Союзполиграфпрома
при Государственном комитете Совета Министров СССР
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли.
Хохловский пер., 7. Тип. зак. 4184