

М. Г. Копыт, В. В. Фурлыгов

ПОЛЕТ НА ПРЕДЕЛЬНЫХ РЕЖИМАХ

М. Г. КОТИК, В. В. ФИЛИППОВ

ПОЛЕТ НА ПРЕДЕЛЬНЫХ РЕЖИМАХ

*(Борьба со сваливанием и штопором
современных самолетов)*

Ордена Трудового Красного Знамени
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА — 1977

355.74
К73
УДК 533.6(07)

Котик М. Г., Филиппов В. В.

К73 Полет на предельных режимах. М., Воениздат, 1977.

239 с. с ил.

В книге излагаются классификация и особенности предельных режимов полета; особенности устойчивости и управляемости самолета, определяющие условия его выхода на предельные режимы; характеристики сваливания и штопора, приемы пилотирования, предупреждающие выход на эти режимы, методы вывода самолета из сваливания и штопора; конструктивно-аэродинамические мероприятия, обеспечивающие безопасность полета на предельных и близких к ним эксплуатационных режимах самолетов с тонким крылом большой стреловидности и изменяемой в полете геометрии.

Книга предназначена летчикам и инженерам строевых частей ВВС и авиации других ведомств. Она будет полезна также слушателям, курсантам и студентам авиационных учебных заведений.

К 31808-183
068.(02)-77 89-77

355.74

© Воениздат, 1977

ПРЕДИСЛОВИЕ

Для современных самолетов, особенно для сверхзвуковых, характерным является большое число различных летных и других эксплуатационных ограничений. Эти ограничения указываются в каждой инструкции летчику конкретного типа самолета и определяют предельные режимы полета — наиболее сложные эксплуатационные режимы. Пилотирование на таких режимах требует от летчика повышенного внимания для того, чтобы не допустить выхода за установленные ограничения.

В некоторых особых случаях возможно попадание самолета на критические режимы полета, т. е. выход за летные ограничения. Эти режимы представляют собой наиболее опасные неэксплуатационные режимы полета. Из всех критических режимов самыми сложными и опасными для летчика являются критические по углу атаки режимы — сваливание и штопор.

Основной опасностью (особенно на низких высотах) является сваливание с последующим переходом в штопор. В массовой летной эксплуатации самолетов чаще наблюдается сваливание с режимов полета со скольжением.

По имеющимся зарубежным статистическим данным за последние десять лет около 20% всех летных происшествий было связано со сваливанием самолетов и попаданием их в штопор. При этом происшествия по причине сваливания являются наиболее характерными для неманевренных (тяжелых) самолетов, а происшествия из-за попадания в штопор — для маневренных самолетов.

Сваливание и штопор приводят к возникновению особых ситуаций, потенциально снижающих уровень безопасности полета. По степени вероятности возникновения различают частые (вероятность более 10^{-3} , т. е. особая ситуация создается более одного раза за 1000 полетов), практически вероятные (вероятность от 10^{-3} до 10^{-5}), маловероятные (вероятность от 10^{-5} до 10^{-7}), предельно маловероятные (вероятность менее 10^{-7}) и практически невероятные (вероятность на один или несколько порядков меньше 10^{-7}) особые ситуации. По степени влияния на безопасность полета и выполне-

ние поставленной задачи различают такие особые ситуации: опасное усложнение условий полета; ситуация, в которой невозможно выполнить поставленную задачу; авария; катастрофа.

Вероятность сваливания и перехода в штопор у маневренных самолетов выше (на один-два порядка), чем у неманевренных, но степень опасности последствий возникновения особых ситуаций ниже. У неманевренных (тяжелых) самолетов, наоборот, вероятность сваливания, а тем более попадания в штопор ниже, чем у маневренных, но степень опасности указанных последствий выше.

Вероятность возникновения сваливания или штопора зависит от ряда постоянных и случайных факторов. Она существенно изменяется в зависимости от типа и назначения самолета, условий его боевого применения и т. п. По статистике сваливание (встречающееся чаще, чем штопор) для маневренных военных самолетов при выполнении боевой задачи оказывается практически вероятным событием, а это означает практически вероятное возникновение особых ситуаций, которые могут вызвать опасное усложнение в полете. Штопор в боевых условиях является менее вероятным событием, чем сваливание. Но попадание в штопор может приводить к возникновению более опасных, чем при сваливании, особых ситуаций (например, к невозможности выполнения боевого задания в результате большой потери высоты и скорости полета). Возникновение особых ситуаций вследствие попадания неманевренных (тяжелых) самолетов в штопор является предельно маловероятным событием.

Непроизвольный выход самолета на критические по углу атаки режимы может произойти чаще всего в следующих случаях: при грубых ошибках пилотирования в полете на больших углах атаки (по статистическим данным более 60% непроизвольных сваливаний современных самолетов были вызваны этой причиной); при полете с большими углами скольжения и крена и угловыми скоростями вращения самолета; при отказах авиационной техники (например, при отказе критического двигателя на многодвигательном самолете, неисправности в системе управления самолетом); при воздействии сильных внешних возмущений (болтанки, взрывной волны, спутной струи от впереди летящего на малом удалении самолета и др.).

Для надежного предотвращения непроизвольного попадания самолета на критические режимы, т. е. для повышения безопасности полета, проводятся различные конструктивно-аэродинамические мероприятия, применяются сигнализаторы, предупреждающие летчика о приближении опасного режима, устанавливаются летные ограничения и разрабатываются специальные методы пилотирования.

Летчик, хорошо владеющий техникой пилотирования своего самолета, не боится сваливания и попадания в штопор, хотя он

всегда стремится избежать выхода самолета на эти режимы. Такой летчик обладает хорошим «чувством машины», помогающим ему определить приближение к опасному режиму.

Грамотное пилотирование самолета по углу атаки — одно из важнейших условий повышения безопасности полета на больших углах атаки, т. е. на предельных режимах. Но если все же самолет попадает в сваливание или входит в штопор, главное для летчика — сохранить спокойствие и действовать в строгом соответствии с инструкцией по пилотированию данного самолета. Умение летчика избежать выхода на критические режимы зависит от степени его летной тренированности.

Между предельными эксплуатационными режимами (на которых еще сохраняются достаточные устойчивость и управляемость самолета для исправления сравнительно небольших ошибок пилотирования) и критическими режимами (режимами начала сваливания) лежит диапазон промежуточных, буферных, режимов полета. Ширина этого диапазона зависит от скорости, числа M и высоты полета, перегрузки и полетного веса самолета, а также от манеры пилотирования и индивидуальных особенностей летчика. Известно, что некоторые режимы полета, доступные для одного летчика, могут оказаться очень сложными для другого. Поэтому каждый летчик должен глубоко понимать физическую картину полета на больших углах атаки и уметь «чувствовать» самолет. Кроме того, летчик должен изучить и знать не только инструкцию по технике пилотирования, но и аэродинамику самолета, чтобы глубже понимать смысл и значение всех положений этой инструкции.

Высокая воздушная выучка позволит ему быстро оценить сложность обстановки в полете и принять единственно правильное в данной ситуации решение. Таким образом, тренированность летчика в сочетании с глубокой теоретической подготовкой — один из основных факторов повышения безаварийности полетов.

Современные самолеты, особенно сверхзвуковые, требуют более строгого, внимательного выполнения рекомендаций по предотвращению попадания в сваливание и штопор, чем дозвуковые самолеты. Это усложняет подготовку летчика и всего экипажа в целом.

В первые годы развития авиации сваливание и штопор, как правило, заканчивались катастрофами. (Последние были связаны, в частности, с тем, что летчики в то время не имели надежного средства для спасения — парашюта. Это обстоятельство лишало летчика возможности покинуть самолет в ситуации, грозящей его жизни.) Известны лишь единичные случаи, когда самолет штопорил до земли, но летчик оставался жив. Это наблюдалось, в частности, при попадании самолета в плоский штопор, при котором вертикальная скорость снижения была относительно невелика. Однако о существовании таких сугубо специфических режимов полета, как штопор, тогда и не подозревали. Аварии и катастрофы в то время объясняли, например, попаданием самолета в воздушные вихри, хотя в

действительности (что выяснилось впоследствии) причиной этих происшествий были сваливание и штопор.

В дальнейшем (по рассказам летчиков, спасшихся после попадания самолета в штопор, и показаниям очевидцев) удалось установить факт возникновения и характер протекания столь сложных и плохо управляемых режимов полета. Были начаты теоретические и экспериментальные исследования сваливания и штопора для выяснения сущности этих явлений и разработки рекомендаций по предотвращению сваливания и штопора, а также методов вывода самолета из этих режимов. Особо следует отметить большие заслуги в разработке теории штопора самолета В. С. Пышнова.

Особенности устойчивости и управляемости современных самолетов, а тем более сверхзвуковых, в той или иной мере усложняют их пилотирование. В определенных условиях эти особенности могут способствовать возникновению опасных ситуаций в полете. Однако сами по себе только эти особенности нельзя отнести к факторам, снижающим безопасность полета при правильной летной эксплуатации. Опасные ситуации в полете, в частности выход самолета на критические режимы, могут возникать под влиянием этих особенностей, например, при грубых нарушениях требований инструкции по пилотированию самолета, при серьезных отказах или боевых повреждениях. Однако при нормальной летной эксплуатации этих самолетов уровень безопасности полета на всех разрешенных режимах достаточно высок.



Книга рассчитана на читателей, обладающих знаниями в объеме курса практической аэродинамики и динамики полета самолета, изучаемого в летных училищах. Для большей доступности материала в книге практически не используется применяемый в современной аэродинамике математический аппарат, а излагается в основном физическая картина рассматриваемых явлений.

Приводимые в данном труде примеры относятся к гипотетическим самолетам. Однако это не снижает возможности для показа основных особенностей поведения и пилотирования современных самолетов на описываемых режимах полета. Главное внимание в книге уделяется рассмотрению характеристик маневренных сверхзвуковых самолетов с тонким крылом малого удлинения и большой стреловидностью передней кромки и самолетов с изменяемой в полете геометрией крыла.

В книге указывается также на первостепенную важность для летчика систематической качественной тренировки в полетах, способствующей повышению его летной выучки: выработке четких приемов пилотирования, умения целесообразно распределять внимание, своевременно и правильно действовать при особых случаях в полете.

При написании книги использовался отечественный и зарубежный опыт летной эксплуатации современных самолетов, анализ их конструктивно-аэродинамических особенностей, динамических и общих летных характеристик применительно к предельным и критическим режимам полета.

Авторы будут признательны за любые замечания и советы, способствующие улучшению книги.

ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- G — сила тяжести самолета;
- g — ускорение земного притяжения;
- H — высота полета;
- M — число M полета;
- $M_{\text{пред}}$ — предельное число M полета;
- V — скорость полета;
- $V_{\text{пр}}$ — приборная скорость;
- $V_{\text{пред}}$ — предельная скорость;
- V_c — скорость сваливания;
- V_{min} — минимальная скорость;
- n_x — продольная перегрузка;
- n_y — нормальная перегрузка;
- n_z — боковая перегрузка;
- $n_{y \text{ доп}}$ — предельно допустимая нормальная перегрузка;
- $n_{y \text{ max э}}$ — максимальная эксплуатационная нормальная перегрузка;
- C_y — коэффициент подъемной силы;
- $C_{y \text{ max}}$ — максимальный коэффициент подъемной силы;
- $C_{y \text{ min}}$ — минимальный коэффициент подъемной силы;
- $C_{y \text{ доп}}$ — предельно допустимый коэффициент подъемной силы;
- $C_{y c}$ — коэффициент подъемной силы сваливания;
- $C_{y t}$ — коэффициент подъемной силы тряски;
- α — угол атаки;
- $\alpha_{\text{кр}}$ — критический угол атаки;
- $\alpha_{\text{доп}}$ — предельно допустимый угол атаки;
- α_t — угол атаки тряски;
- α_c — угол атаки сваливания;
- $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — соответственно угловые скорости крена, рыскания и тангажа;
- χ — угол стреловидности крыла;
- β — угол скольжения;
- γ — угол крена;

- θ — угол тангажа;
 Θ — угол наклона траектории;
 x_b — продольное линейное перемещение рычага (ручки или штурвала) управления;

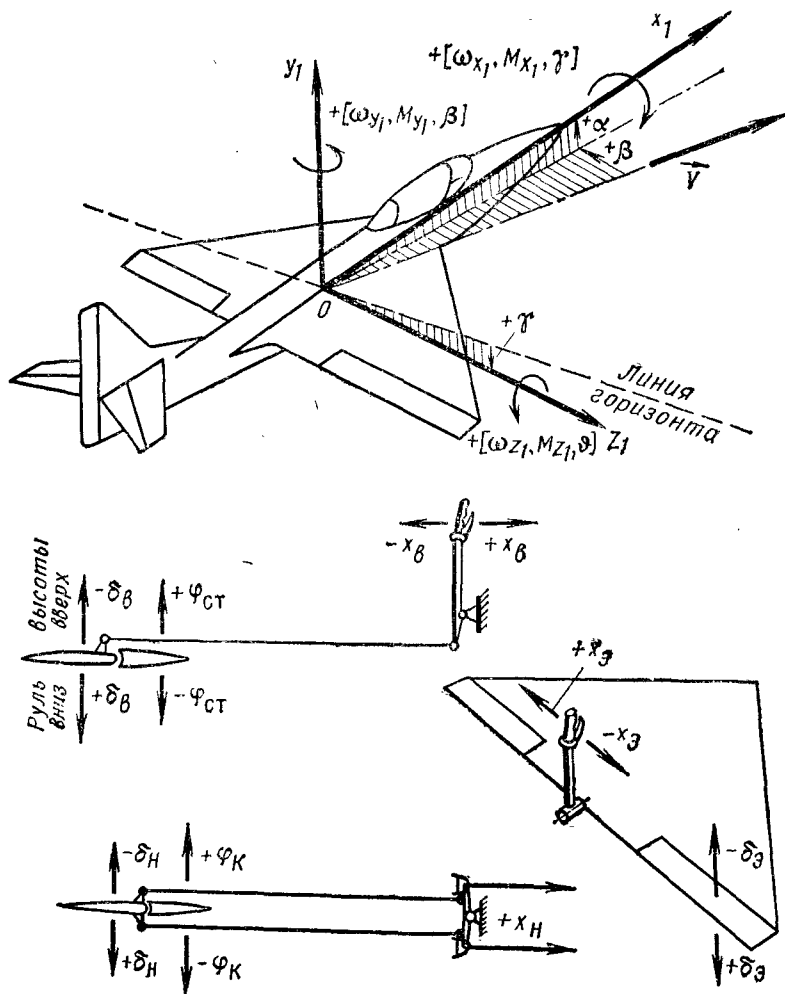


Рис. 0.1. Оси координат и правило знаков

- $x_э$ — поперечное линейное перемещение рычага (ручки или штурвала) управления;
 $x_н$ — линейное перемещение педалей;
 $\delta_в$ — угол отклонения органа продольного управления (руля высоты);
 $\delta_э$ — угол отклонения органа поперечного управления (элеронов);

δ_n — угол отклонения органа путевого управления (руля направления).

Принятые в данной книге правая связанная система координат (ГОСТ 1075—41 и ГОСТ 20058—74) и правило знаков показаны на рис. 0.1.

Обозначения проекций векторов аэродинамических коэффициентов, перегрузок, угловых скоростей и ускорений на оси связанной системы координат даются с индексом «1» (например, C_{y1} , n_{x1} , ω_{x1} и т. д.), а на оси скоростной системы координат — без него (например, C_y , n_x , ω_x и т. д.).

Глава I

ПРЕДЕЛЬНЫЕ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА

1.1. ВИДЫ ПРЕДЕЛЬНЫХ РЕЖИМОВ

Предельными называются режимы, ограничивающие область эксплуатационных режимов полета, т. е. крайние эксплуатационные режимы полета. Полет на предельных режимах разрешается инструкцией летчику по пилотированию данного самолета. Предельные режимы разделяются на предельно допустимые и предельно достижимые.

Предельно допустимыми называются такие режимы полета, которые определяются ограничениями, связанными со значительным усложнением условий полета, в частности ухудшением управляемости и устойчивости, условий работы конструкции, силовой установки и оборудования самолета (например, по характеристикам прочности, жесткости конструкции, вибраций, аэродинамического нагрева), а иногда — степенью воздействия полета самолета на окружающее пространство (например, влиянием звуковой ударной волны на людей, животных и местные предметы) и рядом других причин. Выход за предельно допустимые режимы полета запрещается инструкцией по пилотированию. Поэтому летчик должен как при полетах на боевое применение, так и при тренировочных полетах прилагать все усилия к тому, чтобы не выйти за установленные ограничения, т. е. за предельные значения скорости (скоростного напора), числа M , угла атаки, перегрузки, высот, угловых скоростей и других параметров, характеризующих предельно допустимые режимы полета.

Предельно достижимыми являются такие режимы, которые ограничиваются тяговооруженностью самолета, эффективностью его органов управления, психофизиологическими возможностями летчика (экипажа) и другими факторами. Хорошо, когда предельно достижимые режимы совпадают с предельно допустимыми, но плохо, если они препятствуют наиболее полному использованию маневренных возможностей самолета. Так, например, если пре-

дельно достижимый режим по условиям балансировки самолета не позволяет выйти на перегрузки, которые можно достичь по всем другим параметрам предельно допустимого режима (по прочности, устойчивости, запасу от сваливания и т. п.), это снижает маневренные качества данного самолета.

Выход за предельно допустимые режимы полета делает вероятным попадание на **критические режимы**, т. е. на режимы, при которых возникают опасные критические (кризисные) аэродинамические явления, например такие, как сваливание и штопор.

Существуют и предельные, и критические режимы полета по приборной скорости, числу M , углу атаки, перегрузке, высоте и по другим параметрам, характеризующим эти режимы.

Между предельными и критическими режимами находится диапазон **промежуточных неэксплуатационных режимов**, полет на которых в принципе возможен и безопасен, но в условиях массовой летной эксплуатации недопустим. Ширина этого диапазона выбирается, по возможности, с таким расчетом, чтобы даже при случайном (например, в результате грубой ошибки пилотирования, воздействия нерасчетных атмосферных возмущений — болтанки) выходе самолета за эксплуатационные режимы он не попадал на критические режимы. Образно говоря, промежуточные неэксплуатационные режимы представляют собой как бы буфер, помогающий летчику не допускать выхода самолета на критические режимы даже при особых ситуациях в полете. Отсюда возникло еще одно название промежуточных режимов — **буферные режимы**.

Параметры предельных режимов выбираются с определенным запасом относительно соответствующих параметров критических режимов. Этот запас и представляет собой диапазон буферных режимов. В общем случае такой диапазон определяется в соответствии с типом и назначением самолета, условиями его эксплуатации, особенностями полета и пилотирования и другими характеристиками (полетные конфигурация и вес самолета и др.).

Выход за предельно допустимые режимы полета, а тем более на критические, опасен из-за возможности сваливания и попадания в штопор, разрушения конструкции самолета, отказа двигателя, систем и оборудования.

Параметры предельных режимов представляют собой **летные ограничения**. Летчики обязаны строго выполнять рекомендации инструкций по пилотированию, касающиеся этих ограничений, в любых условиях эксплуатации. Для обеспечения безопасности полета в первую очередь представляют интерес основные параметры этих режимов (предельные приборные скорости, скоростные напоры, числа M , углы атаки, перегрузки и высоты), которые и будут рассматриваться в данной главе.

Параметры предельно достижимых режимов полета играют важную роль, в частности, при разработке конструктивно-аэродинамических мероприятий для расширения маневренных возможностей самолета.

1.2. ПРЕДЕЛЬНЫЕ ПРИБОРНЫЕ СКОРОСТИ (СКОРОСТНЫЕ НАПОРЫ) И ЧИСЛА М

Приборная скорость (скоростной напор) и число М, характеризующие предельный режим полета, называются **предельными**. Различают минимальные и максимальные предельные скорость (скоростной напор) и число М.

Минимальной предельной скоростью полета $V_{\min \text{ пред}}$ называется наименьшая допустимая в нормальной летной эксплуатации самолета приборная скорость при данных высоте полета, полетной конфигурации (например, геометрия крыла, наличие или отсутствие наружных подвесок, положение воздушных тормозов, шасси) и полетном весе самолета, режиме работы двигателей. Аналогично определяется и минимальное предельное число М, т. е. $M_{\min \text{ пред}}$.

Обычно для установившегося прямолинейного горизонтального полета без крена и скольжения в качестве минимальной предельной скорости принимается минимально допустимая скорость полета $V_{\min \text{ доп}}$. Она определяется как скорость полета на заданной высоте при предельно допустимых в нормальной летной эксплуатации самолета значениях коэффициента подъемной силы $C_{y \text{ доп}}$ (угла атаки $\alpha_{\text{доп}}$).

Предельно допустимый $C_{y \text{ доп}}$ ($\alpha_{\text{доп}}$) — это наибольший разрешаемый в нормальной летной эксплуатации самолета коэффициент подъемной силы (угол атаки), при котором обеспечивается безопасность полета на больших углах атаки. Летчик должен знать, что значения $C_{y \text{ доп}}$ ($\alpha_{\text{доп}}$) определяются для всех возможных полетных конфигураций самолета. Эти значения должны быть такими, чтобы при выходе на $C_{y \text{ доп}}$ ($\alpha_{\text{доп}}$) соблюдались следующие условия:

1) имелись запасы по углу атаки относительно угла атаки начала сваливания α_c (не менее 3—5°) и по C_y относительно коэффициента подъемной силы начала сваливания $C_{y c}$ (т. е. чтобы при выходе на $V_{\min \text{ доп}}$ сохранялся запас от скорости сваливания V_c);

2) не возникали тряска, угрожающая прочности конструкции или затрудняющая пилотирование, самопроизвольные колебания самолета, немедленно не парируемые летчиком, дивергентные (апериодически нарастающие) движения рыскания и крена и т. п.;

3) сохранялись приемлемые управляемость самолета, условия работы силовой установки (в частности, чтобы не возникали признаки неустойчивой работы двигателей) и систем самолета;

4) срабатывала сигнализация (естественная или искусственная), предупреждающая летчика о приближении сваливания или других опасных явлений, по которым определяется $C_{y \text{ доп}}$ ($\alpha_{\text{доп}}$).

Влияние всех этих четырех условий на выбор $C_{y \text{ доп}}$ ($\alpha_{\text{доп}}$) выражается коэффициентом безопасности по сваливанию $K_{\text{доп}}$. Поэтому величина $C_{y \text{ доп}}$ ($\alpha_{\text{доп}}$) определяется с учетом данного коэффициента, т. е. в этом случае $C_{y \text{ доп}} = K_{\text{доп}} C_{y c}$. Обычно принимается $K_{\text{доп}} \approx 0,85$.

По величине $V_{\min \text{ доп}}$ в случае необходимости находится и соответствующее ей число $M_{\min \text{ доп}}$.

Максимальной предельной скоростью полета или просто предельной скоростью $V_{\text{пред}}$ называется наибольшая допустимая в нормальной летной эксплуатации самолета приборная скорость на данной высоте полета при данных полетных конфигурации и весе самолета, режиме работы силовой установки и др.

Предельно допустимый скоростной напор $q_{\text{пред}}$, соответствующий $V_{\text{пред}}$, определяется аналогично.

Величины $V_{\text{пред}}$ выбираются в основном исходя из обеспечения достаточных запаса прочности, жесткости конструкции (аэроупругость) и запаса по флаттеру. У современных сверхзвуковых самолетов стреловидные и особенно треугольные крылья имеют большую жесткость. Это позволяет устанавливать для них $V_{\text{пред}}$ заведомо превышающие оптимальные (наивыгоднейшие) скорости выполнения большинства маневров. Необходимо учитывать, что разгон такого самолета при форсированном режиме работы двигателей на малых и средних высотах происходит с большим продольным ускорением (например, 40—50 км/ч в секунду), поэтому летчик может испытывать дефицит времени, что создает опасность непроизвольного выхода за ограничение по скорости. При меньшем ускорении (не более 20 км/ч в секунду) летчику легче выдерживать режим полета, своевременно его корректируя. У некоторых самолетов с тонким стреловидным крылом величина $V_{\text{пред}}$ обусловлена упругими деформациями крыла, приводящими к непроизвольному кренению («валежке»), а иногда даже и к реверсу элеронов.

Максимальным предельным или просто предельным числом $M_{\text{пред}}$ называется наибольшее допустимое в нормальной летной эксплуатации самолета число M полета на данной высоте, при данной полетной конфигурации, полетном весе и центровке самолета, режиме работы двигателей, условиях работы функциональных систем самолета и др. Величины $M_{\text{пред}}$ для современных маневренных сверхзвуковых самолетов выбираются обычно с таким расчетом, чтобы сохранялись достаточные устойчивость (в первую очередь путевая) и управляемость, исключалось появление нежелательных особенностей в поведении и пилотировании самолета, опасных вибраций, аэродинамического нагрева и т. п. У тяжелых и ограниченно маневренных самолетов величина $M_{\text{пред}}$ может быть связана с возникновением волнового кризиса, появлением опасных особенностей в поведении и пилотировании на околозвуковых числах M полета (типа затягивания в пикирование). По этим причинам на некоторых типах самолетов запрещается выполнять нисходящие маневры, например, такие, как переворот через крыло, полупереворот, крутое пикирование.

В конкретных случаях (применительно к типу самолета и условиям его боевого применения) на величины $V_{\text{пред}}$ и $M_{\text{пред}}$ могут налагаться и другие ограничения. Так, например, при полете на предельно малых высотах $V_{\text{пред}}$ и $M_{\text{пред}}$ выбираются таким образом, чтобы летчик имел возможность отслеживать рельеф местности без

снижения уровня безопасности полета. Кроме того, выбор $V_{\text{пред}}$ и $M_{\text{пред}}$ может зависеть от характера воздействия самолета на окружающее пространство (звуковой удар), атмосферных условий (турбулентность, видимость и т. п.), от необходимости взаимодействия со средствами радиолокационного обеспечения, другими самолетами и т. д.

Между максимальной предельной скоростью (числом $M_{\text{пред}}$) и максимальной скоростью (числом M_{max}) полета существует принципиальное различие. **Максимальной скоростью** V_{max} (максимальным числом M полета — M_{max}) называется скорость (число M) установившегося прямолинейного горизонтального полета без крена и скольжения при работе двигателей на режиме наибольшей тяги (мощности) и при соответствующей полетной конфигурации (шасси, закрылки и другие средства механизации крыла убраны, внешних подвесок нет). Величина V_{max} (M_{max}) определяется условием равенства тяги и лобового сопротивления, что соответствует точке пересечения кривых потребных и располагаемых тяг (на графике потребных и располагаемых тяг Н. Е. Жуковского).

Таким образом, различие между максимальной предельной скоростью (числом $M_{\text{пред}}$) и максимальной скоростью (числом M_{max}) состоит в том, что $V_{\text{пред}}$ ($M_{\text{пред}}$) в принципе можно достичь при любом режиме полета (в том числе и в режиме горизонтального полета) и при любом режиме (включая и режим наибольшей тяги) работы силовой установки, а V_{max} (M_{max}) — только в режиме установившегося горизонтального полета при работе двигателя на режиме наибольшей тяги.

Максимальная скорость V_{max} может быть меньше, больше и равна $V_{\text{пред}}$ (аналогично и число M_{max} может быть меньше, больше и равно $M_{\text{пред}}$). Если $V_{\text{max}} \geq V_{\text{пред}}$, то $V_{\text{пред}}$ может быть достигнута при разгоне в горизонтальном полете. Если же $V_{\text{пред}} > V_{\text{max}}$, то выход на $V_{\text{пред}}$ возможен только в процессе пикирования или в полет с «прижимом» (с небольшим углом снижения).

Обычно характеристики эксплуатационных и неэксплуатационных режимов полета конкретного самолета даются в инструкции летчику в виде графика. Пример такого графика для одного из современных сверхзвуковых самолетов приведен на рис. 1.1. На графике область эксплуатационных режимов показана косой штриховкой, а область промежуточных неэксплуатационных режимов — клетчатой штриховкой. Сплошная кривая 6—8—11 соответствует крайним эксплуатационным значениям параметров V , M и H , т. е. предельным эксплуатационным режимам полета. Область промежуточных (буферных) неэксплуатационных режимов полета находится между линией 6—8—11 и линией 1—3—5, соответствующей критическим значениям V , M и H , т. е. критическим режимам полета. На рисунке для сравнения показаны и кривые максимальных скоростей (чисел M), получаемых в полете на форсажном (штриховая линия 9—13) и максимальном (штриховая линия 7—12) режимах работы двигателей.

Кривая 1—2 характеризует режимы начала сваливания (режимы полета на α_c) при единичной или близкой к ней нормальной перегрузке (сваливание с исходного режима прямолинейного горизонтального полета), а кривая 6—8 — режимы прямолинейного

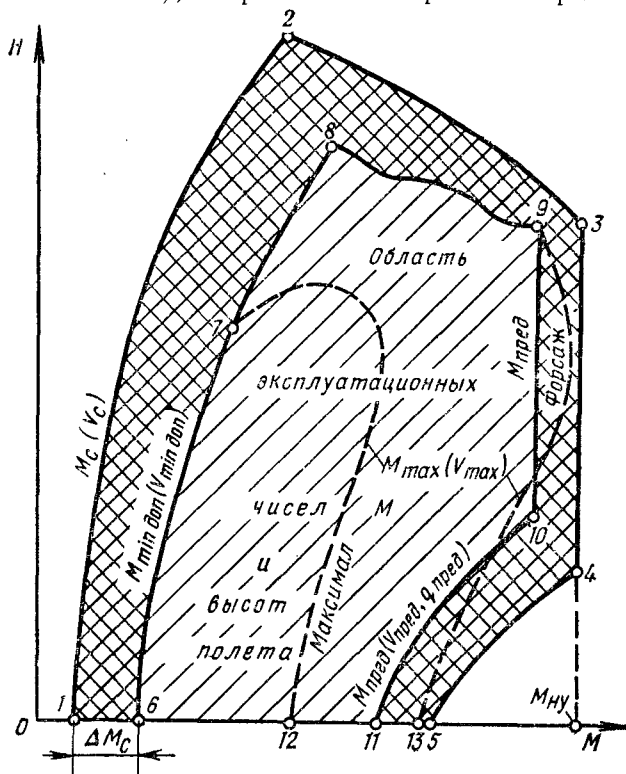


Рис. 1.1. Зависимость скоростей и чисел M от высоты полета

горизонтального полета на $\alpha_{доп}$. Расстояние между этими двумя кривыми по горизонтали отражает запас по числу M от сваливания (ΔM_c) на данной высоте полета. Так, например, при полете у земли этот запас будет соответствовать отрезку 1—6, т. е. $\Delta M_c = M_{min доп} - M_c$; здесь M_c — число M начала сваливания (ему соответствует точка 1), а $M_{min доп}$ — число M полета на режиме $\alpha_{доп}$ (ему соответствует точка 6). При скольжении запас по сваливанию (величина ΔM_c) может существенно уменьшаться.

Линия 9—10 характеризует режимы полета на $M_{пред}$, а кривая 10—11 — режимы полета на $V_{пред}$. Кривые 3—4 и 4—5 определяют режимы полета, при которых у данного самолета происходят соответственно потеря путевой устойчивости (в результате выхода за ограничение по $M_{пред}$ — выхода на число $M_{ну}$, при котором возникает путевая неустойчивость самолета) и разрушение конструкции

(в результате выхода за ограничение по $V_{\text{пред}}$ или $q_{\text{пред}}$, т. е. за ограничение по прочности). Кривая 8—9 характеризует предельно допустимые режимы полета на динамических высотах, выход за которые может приводить, например, к значительному ухудшению или потере управляемости самолета (из-за малых скоростных напоров), нарушению работы силовой установки, систем и оборудования самолета и т. п. Линия 2—3 определяет опасные режимы полета на динамических высотах, которые характеризуются, например, либо полным торможением самолета (до $V=0$) по достижении таких высот, либо разгоном его до чисел $M > M_{\text{пред}}$.

1.3. МИНИМАЛЬНЫЕ ПРЕДЕЛЬНЫЕ СКОРОСТИ МАНЕВРИРОВАНИЯ

Для повышения безопасности полета при маневрировании самолета могут вводиться ограничения минимальных предельных скоростей. Известно, что любой маневр можно начинать только при скорости не менее эволютивной.

Эволютивной скоростью полета $V_{\text{э}}$ называется наименьшая приборная скорость, при которой можно начинать маневр в нормальных условиях летной эксплуатации самолета (при исправной работе всех двигателей, агрегатов и оборудования).

Обычно для каждого вида маневра устанавливается свое значение $V_{\text{э}}$. Это необходимо для того, чтобы летчик мог уверенно создавать требуемые для данного маневра перегрузки при сохранении достаточных управляемости и устойчивости самолета.

Во всех случаях наименьшее значение эволютивной скорости должно быть таким, чтобы при выполнении расчетного разворота с исходного режима прямолинейного горизонтального полета без крена и скольжения на заданной высоте самолет выходил на C_y доп. Расчетным называется установившийся разворот самолета без скольжения при абсолютной величине угла крена $\gamma = 15^\circ$. Наименьшее значение $V_{\text{э}}$ можно найти по следующей формуле:

$$\begin{aligned} V_{\text{э}} &= V_{\text{min доп}} \sqrt{n_y} = V_{\text{min доп}} \sqrt{\frac{1}{\cos \gamma}} = \\ &= V_{\text{min доп}} \sqrt{\frac{1}{\cos 15^\circ}} \approx 1,02 V_{\text{min доп}}. \end{aligned}$$

При определении эволютивной скорости учитываются также все возможности самолета, особенности техники пилотирования летчика, характер маневра и т. п. При этом для самолетов, имеющих не один двигатель, эта скорость должна быть не меньше, чем большая из следующих двух величин:

$$1) k_3 V_{\text{min э}}; \quad 2) k_{\text{ман}} V_{\text{min доп}},$$

где $k_3 = 1,1 \div 1,2$ — коэффициент запаса по отказу критического двигателя;

$k_{\text{ман}} = \sqrt{n_{y \text{ расч}} + \Delta n_{y \text{ ман}}}$ — коэффициент запаса по перегрузке; здесь $n_{y \text{ расч}}$ — расчетная перегрузка для данного вида маневра в конкретных условиях, $\Delta n_{y \text{ ман}}$ — возможное изменение перегрузки при выполнении данного маневра разными летчиками на самолете конкретного типа (для грубых прикидок принимают $\Delta n_{y \text{ ман}} \approx 0,05 \div 0,1 n_{y \text{ расч}}$);

$V_{\text{мин э}}$ — минимально эволютивная скорость — наименьшая приборная скорость, при которой в случае отказа критического двигателя обеспечиваются безопасность полета, восстановление управления самолетом и сохранение нужного направления движения самолета. Данные условия должны выполняться без применения особых методов пилотирования и не требовать высокого напряжения летчика.

Для самолетов с одним двигателем действительно только второе выражение.

Критическим называется двигатель (на самолетах с двумя и более двигателями), отказ которого вызывает наиболее неблагоприятные изменения в поведении и пилотировании самолета.

Ввиду того что $V_{\text{мин доп}}$ прямолинейного горизонтального полета выбирается с запасом от скорости сваливания V_c на том же режиме, эволютивная скорость устанавливается с запасом от V_c и $V_{\text{мин э}}$. Последние называются опорными скоростями («опираясь» на них, находят допустимые скорости маневрирования самолета). **Опорные скорости** — характерные неэксплуатационные скорости маневрирования, при которых возникают опасные явления в поведении и пилотировании самолета. С запасом относительно этих скоростей выбираются эксплуатационные скорости выполнения типовых маневров. Этот запас необходим для того, чтобы сделать невозможным выход на опорные скорости практически в любых условиях пилотажа.

Из выражения $V_a = V_{\text{мин доп}} \sqrt{n_y}$ следует, что при маневре:

- а) с $n_y > 1$ всегда $V_a > V_{\text{мин доп}}$;
- б) с $n_y < 1$ скорость $V_a < V_{\text{мин доп}}$;
- в) с $n_y \ll 1$ (например, в верхней части горки при наборе динамического потолка) может быть $V_a < V_c$ в прямолинейном горизонтальном полете, но сваливания не произойдет, потому что в этом случае $C_y < C_{y \text{ доп}}$.

1.4. ПРЕДЕЛЬНЫЕ УГЛЫ АТАКИ

Одним из наиболее важных летных ограничений для сверхзвуковых и дозвуковых военных самолетов является ограничение по углу атаки. Это ограничение определяет диапазон эксплуатационных углов атаки данного самолета. На рис. 1.2 показаны диапазон эксплуатационных, а также диапазоны промежуточных неэксплуа-

тационных (заштрихованы) и закритических углов атаки, предельные $\alpha_{\text{доп}}$ и $\alpha_{\text{доп}}^*$, критические $\alpha_{\text{кр}}$ и $\alpha_{\text{кр}}^*$ углы атаки (звездочками отмечены параметры, относящиеся к полету на отрицательных углах атаки). Как видно из графика, диапазон эксплуатационных углов атаки заключен между предельными эксплуатационными углами атаки $\alpha_{\text{доп}}$ и $\alpha_{\text{доп}}^*$, диапазоны промежуточных неэксплуатационных

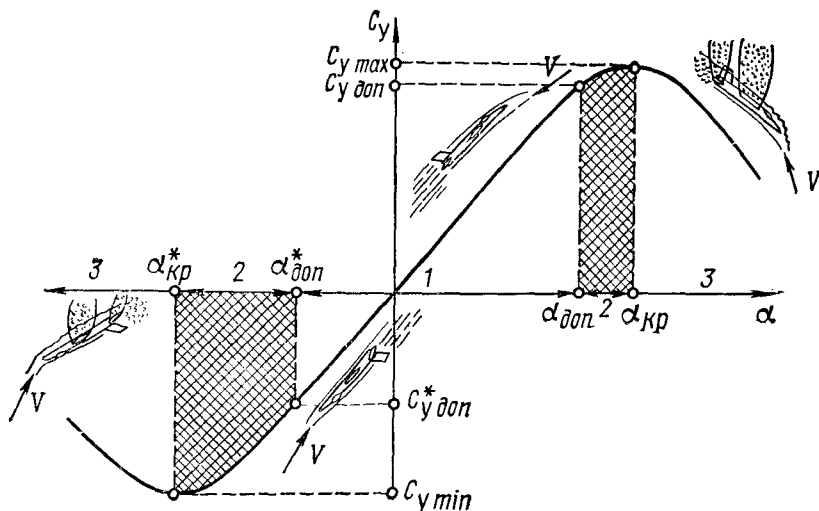


Рис. 1.2. Диапазон эксплуатационных углов атаки (1), диапазоны промежуточных неэксплуатационных (2) и закритических (3) углов атаки на графике $C_y = f(\alpha)$

углов атаки: один — между положительными $\alpha_{\text{доп}}$ и $\alpha_{\text{кр}}$; другой — между отрицательными $\alpha_{\text{доп}}^*$ и $\alpha_{\text{кр}}^*$. Диапазонам закритических α соответствуют углы $\alpha > \alpha_{\text{кр}}$ и $|\alpha| > |\alpha_{\text{кр}}^*|$, а критическим по углу атаки режимам — углы $\alpha \geq \alpha_{\text{кр}}$ и $|\alpha| \geq |\alpha_{\text{кр}}^*|$.

Еще на стадии проектирования аэродинамические характеристики и эксплуатационные режимы полета выбираются таким образом, чтобы вероятность непроизвольного выхода самолета за пределы $\alpha_{\text{доп}}$ и $\alpha_{\text{доп}}^*$ была наименьшей. С этой же целью самолет оборудуется и сигнализаторами, предупреждающими о приближении сваливания.

1.5. ПРЕДЕЛЬНЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ

Перегрузка n — отношение результирующей R внешних сил, действующих на самолет (кроме сил инерции и силы тяжести самолета), к произведению массы самолета на ускорение свободного падения:

$$n = \frac{R}{mg}.$$

Результирующая R является суммой следующих внешних сил: результирующей аэродинамической силы и тяги двигателей; силы реакции земной поверхности, действующей на шасси самолета (при движении по взлетно-посадочной полосе); силы натяжения троса тормозного парашюта (при посадке с использованием тормозного парашюта); тяги ускорителей (при взлете с ускорителями) и др. Точкой приложения силы R является центр тяжести самолета. Направление действия перегрузки совпадает с направлением действия силы R .

При установлении летных ограничений пользуются составляющими перегрузки — ее проекциями на оси связанной системы координат. Такими составляющими являются:

продольная перегрузка

$$n_{x_1} = \frac{R_{x_1}}{mg};$$

нормальная перегрузка

$$n_{y_1} = \frac{R_{y_1}}{mg};$$

боковая перегрузка

$$n_{z_1} = \frac{R_{z_1}}{mg}.$$

Здесь R_{x_1} , R_{y_1} , R_{z_1} — проекции силы R соответственно на продольную, нормальную и поперечную оси связанной системы координат.

Иногда для оценки маневренных возможностей самолета пользуются понятием «маневренная перегрузка» ($n_{\text{ман}}$), имея в виду под этим нормальную перегрузку n_{y_1} для частного случая: при $R_{y_1} = Y_1$, т. е. когда по нормальной оси самолета действует только аэродинамическая подъемная сила Y_1 . Тогда

$$n_{\text{ман}} = \frac{Y_1}{mg}.$$

Из определения перегрузки видно, что она величина безразмерная, т. е. представляет собой отношение силы к силе. Поэтому неправильно перегрузку выражать через ускорение земного притяжения (что чаще всего применяют к нормальной перегрузке). Так, например, нельзя говорить «перегрузка равна $5g$ », так как при этом обычно имеется в виду нормальная перегрузка, равная пяти единицам ($n_{y_1} = 5$), которой соответствует нормальное линейное ускорение (а не перегрузка!) самолета $j_{y_1} = 5g$, ибо

$$j_{y_1} = \frac{R_{y_1}}{m} = \frac{n_{y_1} mg}{m} = n_{y_1} g.$$

Для определения знака составляющих перегрузки удобно пользоваться следующим правилом:

— продольная перегрузка положительна ($n_{x_1} > 0$) — летчика прижимает к спинке кресла (разгон самолета);

— продольная перегрузка отрицательна ($n_{x_1} < 0$) — летчика отрывает от спинки кресла (торможение самолета);

— нормальная перегрузка положительна ($n_{y_1} > 0$) — летчика прижимает к чашке кресла ($n_{y_1} > 1$ — при вводе в горку, выводе из пикирования и т. п.);

— нормальная перегрузка отрицательна ($n_{y_1} < 0$) — летчика отрывает от чашки кресла (полет на отрицательных углах атаки — в частности, перевернутый полет);

— боковая перегрузка положительна ($n_{z_1} > 0$) — летчика прижимает к левому борту фюзеляжа (левое скольжение, угол скольжения $\beta < 0$);

— боковая перегрузка отрицательна ($n_{z_1} < 0$) — летчика прижимает к правому борту (правое скольжение, угол $\beta > 0$).

Ограничения по перегрузке обычно касаются нормальной перегрузки. Различают наибольшую и наименьшую (отрицательную) предельно допустимые нормальные перегрузки.

Наибольшая предельно допустимая нормальная перегрузка или просто предельно допустимая перегрузка $n_{y \text{ доп}}$ — это наибольшее допустимое (по условиям обеспечения безопасности полета самолета в процессе эксплуатации) значение нормальной перегрузки, создаваемой при маневре, соответствующее величине коэффициента $C_{y \text{ доп}}$. Определяется $n_{y \text{ доп}}$ в связанной системе координат для заданных значений полетного веса и центровки самолета, режима работы силовой установки и т. п. Как правило, величина $n_{y \text{ доп}}$ зависит от аэродинамических особенностей самолета.

Аналогично формулируется определение и наименьшей (отрицательной) предельно допустимой нормальной перегрузки $n_{y \text{ min доп}}$ (по $C_{y \text{ доп}}^*$).

Величина $n_{y \text{ доп}}$ определяется из выражения:

$$n_{y \text{ доп}} = 9,52 \frac{p_H M^2}{p_{yд}} C_{y \text{ доп}},$$

где p_H — атмосферное давление на рассматриваемой высоте полета, мм рт. ст.;

$p_{yд} = \frac{mg}{S}$ — удельная нагрузка на крыло, кгс/м²;

$C_{y \text{ доп}}$ — предельно допустимый коэффициент подъемной силы (в связанной системе координат).

Максимальная эксплуатационная перегрузка определяется условиями прочности самолета. Обычно же она является и ограничением по нормальной перегрузке.

Максимальная эксплуатационная нормальная перегрузка или просто максимальная эксплуатационная перегрузка $n_{y \text{ max э}}$ — это

наибольшее допустимое в процессе эксплуатации (по условиям прочности конструкции) значение нормальной перегрузки, создаваемой при маневре самолета. Определяется $n_{y \max \text{э}}$ в связанной системе координат для заданного полетного веса самолета. Величина $n_{y \max \text{э}}$ выбирается с запасом относительно разрушающей перегрузки $n_{y \text{р}}$ и находится по формуле

$$n_{y \max \text{э}} = \frac{n_{y \text{р}}}{f},$$

где f — коэффициент безопасности (запаса прочности); обычно принимается $f = 1,5 \div 2,0$.

У самолетов с большими запасами горючего (с большими диапазонами изменения полетных весов) для больших полетных весов устанавливаются меньшие значения $n_{y \max \text{э}}$ и наоборот.

Предельно достижимая нормальная перегрузка $n_{y \text{дост}}$ — наибольшее по условиям балансировки самолета (например, при полном отклонении ручки управления на себя или предельном усилии на ручке) значение нормальной перегрузки, достижимое при маневрировании. Определяется $n_{y \text{дост}}$ в связанной системе координат для заданных полетного веса и режима работы силовой установки.

Перегрузки $n_{y \text{доп}}$, $n_{y \max \text{э}}$ и $n_{y \text{дост}}$, являясь предельными эксплуатационными, ограничивают область эксплуатационных перегрузок.

Помимо указанных могут встречаться и другие причины ограничения нормальной перегрузки. Положительная предельная перегрузка может зависеть, например, от того, выполняется ли полет в противоперегрузочном костюме или без него. Отрицательная нормальная перегрузка ограничивается физиологическими возможностями экипажа, условиями работы топливной системы и т. п. Иногда ограничения по перегрузке связываются и с временными ограничениями (например, пребывание на предельной отрицательной перегрузке разрешается в течение не более установленного времени).

Характеристика ограничений по перегрузке для конкретного самолета обычно дается в инструкции летчику в виде графика зависимости $n_y = f(M)$. Пример такого графика для сверхзвукового самолета приведен на рис. 1.3.

На графике показаны область эксплуатационных (косая штриховка) и область промежуточных неэксплуатационных (клетчатая штриховка) перегрузок. Область допустимых, но практически не реализуемых в полете перегрузок, выход на которые невозможен из-за падения эффективности органов продольного управления самолета на сверхзвуковых числах M , обозначена вертикальной штриховкой. Кривая 6—7—9—10—11 определяет предельные перегрузки, т. е. ограничивает область эксплуатационных перегрузок. Область промежуточных неэксплуатационных перегрузок находится между линией 6—8—10—11 и линией 1—3—5, соответ-

вующей критическим значениям перегрузки (критическим режимом полета).

Кривая 1—2—3 характеризует нормальные перегрузки n_{yc} , при которых возникает сваливание самолета (динамическое сваливание при $n_{yc} \gg 1$) — выход на режим C_{yc} ; линия 3—4 — нор-

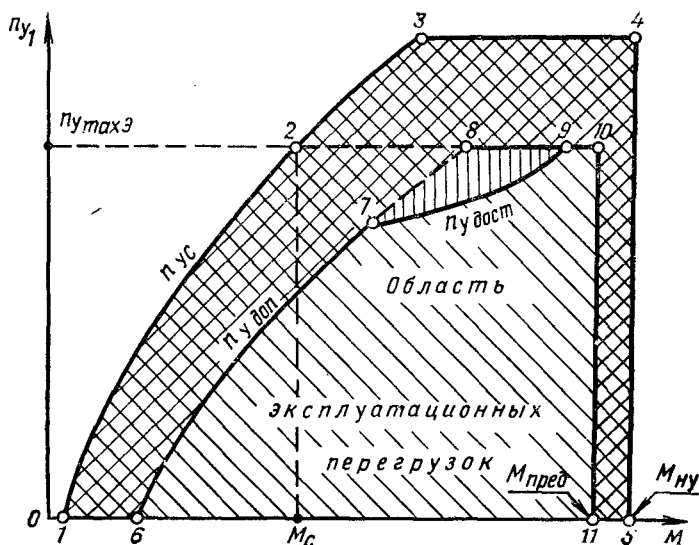


Рис. 1.3. Зависимость нормальной перегрузки от числа M

мальные перегрузки $n_{уд}$, при которых начинается разрушение конструкции; линия 2—10 — величины $n_{y max э}$. Справа область эксплуатационных перегрузок ограничена линией 10—11, соответствующей значениям числа $M_{пред}$. Точка 5 соответствует числу $M_{ну}$, при котором самолет становится неустойчивым в путевом отношении, а точка 2 — числу M_c , на котором возникает сваливание самолета при перегрузке $n_{y max э}$.

1.6. ПРЕДЕЛЬНЫЕ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА

Предельные высоты полета делятся на минимальные и максимальные. Предельные минимальные (предельно малые или минимально допустимые) высоты устанавливаются обычно для полета с большими скоростями непосредственно у земли. Предельные максимальные высоты — это потолки самолета: статический и динамический.

1.6.1. Потолок самолета

Статическим потолком $H_{ст}$ называется предельная высота установившегося горизонтального полета самолета. Если пренебречь уменьшением веса самолета (например, вследствие выработки го-

рючего), то можно считать, что скорость и высота полета будут оставаться постоянными. В действительности же постепенно увеличивается высота и изменяется скорость полета.

Высота и скорость полета имеют большое значение для достижения успеха в маневренном воздушном бою. Скорость характеризует кинетическую, а высота — потенциальную энергию самолета. Полная механическая энергия самолета E равна сумме его кинетической $\frac{mV^2}{2}$ и потенциальной mgH энергий:

$$E = \frac{mV^2}{2} + mgH.$$

При анализе энергетических возможностей самолета для набора высоты обычно пользуются не величиной E , а отношением $\frac{E}{mg}$. Последнее характеризует полную энергию одного килограмма массы движущегося самолета, т. е. энергетическую высоту $H_э$ или энергетический уровень самолета. В этом случае можно написать

$$H_э = \frac{E}{mg} = \frac{V^2}{2g} + H.$$

Из приведенной формулы следует, что $H_э$ будет наибольшей высотой подъема при движении с постоянной полной энергией. Очевидно, что чем больше полная энергия, т. е. чем больше скорость и высота полета самолета, тем больше и его энергетическая высота. Высота полета, равная максимальной энергетической высоте (соответствующей максимальной полной энергии самолета), называется теоретическим динамическим потолком самолета. Иными словами, **теоретический динамический потолок** $H_{т.дин}$ — предельная высота полета, достигаемая при наборе с торможением (без потерь полной энергии) от предельной скорости (предельного числа M) до $V=0$. По величине $H_{т.дин}$ оценивается предельная возможность самолета в отношении динамического набора высоты.

При динамическом наборе энергетическая высота всегда меньше максимальной из-за потерь полной энергии самолета (в результате, например, возрастания лобового сопротивления при создании перегрузки на вводе самолета в горку).

Этот вид маневра — быстрый набор высоты за счет уменьшения скорости (т. е. за счет превращения кинетической энергии в потенциальную) — широко используется в практике полетов на современных сверхзвуковых маневренных самолетах. В этом случае можно говорить об «эквивалентности» скорости и высоты (высота достигается за счет скорости, и наоборот). Связь приращений высоты ΔH и скорости ΔV полета выражается формулой

$$\Delta H = - \frac{V_0}{g} \Delta V.$$

Эта формула позволяет определять прирост высоты ($\Delta H > 0$) за счет уменьшения скорости ($\Delta V < 0$), и наоборот (при условии неиз-

менности E). Отсюда следует важный вывод: чем больше начальная скорость V_0 , тем больше прирост высоты при данной потере скорости.

В установившемся наборе нельзя превысить статический потолок. Но, используя динамический метод набора (набор горкой с разгона), на сверхзвуковом самолете можно подняться выше статического потолка, т. е. на динамические высоты. На динамических высотах возможен полет только на неустановившихся режимах. Маневренные качества самолета на этих высотах значительно ухудшаются — снижаются предельные перегрузки из-за падения плотности воздуха. Полет сверхзвуковых самолетов здесь происходит обычно с выключенными двигателями или же с двигателями, работающими на режиме малой тяги. Если при выходе на динамические высоты возможно заглохание двигателя, сопровождающееся опасным возрастанием температуры газов за турбиной, летчик должен своевременно выключить двигатель.

Предельная высота неустановившегося полета, которую практически можно набрать, расходуя приобретенный в процессе разгона запас кинетической энергии самолета, называется динамическим потолком $H_{\text{дин}}$. Иными словами, **динамическим потолком** называется предельная высота, на которой сохраняется минимально допустимый по условиям безопасности полета скоростной напор $q_{\text{мин дин}}$. Этот напор должен быть достаточным для сохранения приемлемой управляемости самолета на динамических высотах. Обычно допустимым является $q_{\text{мин дин}} \approx 100 \text{ кгс/м}^2$. На самолетах, специально оборудованных реактивным управлением (струйными или газовыми рулями) и системами автоматической стабилизации, возможно торможение до $q_{\text{мин дин}} = 0$.

Скорость, соответствующая $q_{\text{мин дин}}$, называется **эволютивной скоростью полета на динамических высотах** $V_{\text{э. дин}}$. Она является минимальной предельной скоростью полета на динамическом потолке. При неизменном $q_{\text{мин дин}}$ истинная $V_{\text{э. дин}}$ увеличивается с высотой, так как падает плотность воздуха ρ_H . Это видно из следующей формулы:

$$V_{\text{э. дин}} = \sqrt{\frac{2q_{\text{мин дин}}}{\rho_H}}.$$

У современных маневренных сверхзвуковых самолетов динамический потолок значительно (иногда практически вдвое) выше статического. Они могут сравнительно долго летать на динамических высотах. На этих высотах можно выполнять неустановившиеся маневры, например виражи и развороты с потерей скорости или высоты.

Кроме $V_{\text{э. дин}}$ существует **эволютивная скорость набора динамического потолка**. Ее принимают обычно большей $V_{\text{э. дин}}$, но меньшей эволютивной скорости маневрирования на статических высотах,

Для выхода на динамический потолок необходимо выполнить неустановившийся восходящий маневр — горку, начиная его с максимальной начальной энергетической высоты $H_{э. \max}$. Схематически траектория такого маневра изображена на рис. 1.4. Как видно из рисунка, эта траектория состоит из участка 1—2 горизонтального

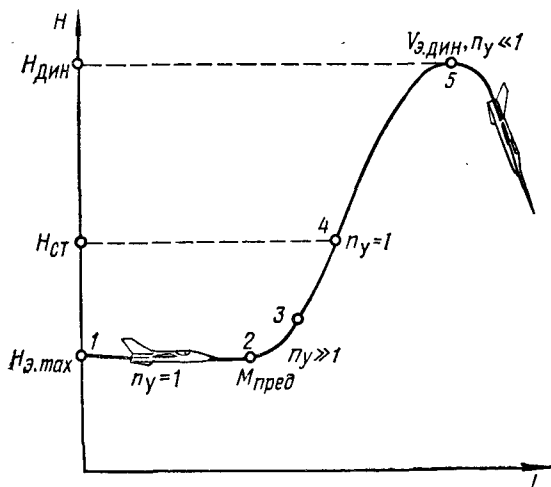


Рис. 1.4. Траектория полета на динамический потолок

разгона на $H_{э. \max}$, участка 2—3 криволинейного полета, в процессе которого создается значительная нормальная перегрузка (обычно $n_y \approx 3 \div 4$) для получения достаточной крутизны горки. В процессе набора перегрузка по мере падения скорости с высотой полета уменьшается. В точке 4, соответствующей статическому потолку, она достигает единицы, а при подходе к динамическому потолку (точка 5) оказывается близкой к нулю.

На динамических высотах (особенно вблизи динамического потолка) самолет с заметным запозданием отвечает на отклонения рулей («неплотно сидит в воздухе»), т. е. плохо «ходит за ручкой». Это объясняется сильным уменьшением аэродинамического демпфирования. В результате увеличиваются свободные продольные и боковые колебания самолета и ухудшается их затухание, что снижает точность пилотирования и может привести к непроизвольной раскачке самолета. Все это увеличивает вероятность сваливания самолета. Для парирования случайных возмущений на динамических высотах требуются весьма плавные отклонения рулей с большой амплитудой. При резких действиях рулями самолет сравнительно легко сваливается. Плохая видимость земли, горизонта и изменение окраски неба существенно ухудшают условия ориентировки в пространстве. Уменьшение плотности воздуха может заметно влиять и на работу различных систем и оборудования самолета.

В общем случае для выхода на динамический потолок практически поступают следующим образом. На максимальной начальной энергетической высоте $H_{э. \max}$ (на которой полная энергия самолета при разгоне до $M_{\text{пред}}$ или $V_{\text{пред}}$ оказывается максимальной) производится горизонтальный прямолинейный разгон самолета без скольжения до числа $M_{\text{пред}}$ ($V_{\text{пред}}$). Эта высота обычно значительно меньше статического потолка. После разгона самолет переводится в режим динамического набора высоты. Очень важно выбрать такой режим ввода в набор, при котором потеря полной энергии была бы минимальной.

Если ввод выполняется очень резко, с интенсивным нарастанием нормальной перегрузки до больших величин, то самолет сразу переходит в крутой набор. Однако в этом случае скорость полета (из-за резкого возрастания C_x) быстро падает, что приводит к излишне большим потерям полной энергии самолета. При влете, растянутом вводе, когда перегрузка n_y мала, скорость самолета на вводе уменьшается незначительно, а угол наклона траектории полета увеличивается очень медленно. В обоих случаях уменьшается динамический потолок.

Наибольшие высоты достигаются при оптимальном темпе создания нужной перегрузки на вводе. Это дает возможность получить необходимую начальную скорость нарастания угла наклона траектории без существенной потери исходной скорости полета. Обычно это получается при скорости нарастания примерно 1° в секунду. После ввода продолжается криволинейный полет с набором высоты до $H_{\text{дин.}}$.

Динамические высоты могут быть эксплуатационными. Между динамическим и статическим потолками расположен диапазон скоростей (чисел M) неустановившихся режимов прямолинейного горизонтального полета, расширяющийся по мере уменьшения высоты. Чем шире этот диапазон, тем больше (а значит, и продолжительнее) будут горизонтальные участки полета с торможением. Если требуется узнать минимальное время горизонтального полета на динамической высоте, эту высоту легко рассчитать. Она будет максимальной высотой горизонтального полета заданной продолжительности. Выход на динамические высоты может использоваться также при полетах на перехват, аэрофоторазведку и т. п. Существенное значение для улучшения тактико-технических данных сверхзвуковых самолетов на динамических высотах имеет применение автоматических средств управления, наведения и стабилизации самолета.

Перед полетами на динамический потолок летчик должен пройти тренировку на штопор во всем эксплуатационном диапазоне высот, так как из-за возможных ошибок пилотирования выход на $V_{э. \text{дин}}$ на больших высотах может привести к сваливанию. Кроме того, предварительно ему необходимо надежно отработать запуск двигателя на возможно больших высотах и посадку с неработающим двигателем.

1.6.2. Предельно малые высоты

Полет на предельно малых высотах с большими скоростями (с числами $M \approx 1,0$) повышает внезапность удара по цели, ослабляет противодействие средств ПВО противника, так как резко уменьшается дальность обнаружения самолета его радиолокационными станциями. Особенно значительно уменьшается эта дальность в гористой местности.

Полет на малых высотах с большими скоростями обладает рядом существенных особенностей, с которыми летчик должен быть хорошо знаком и которые требуют от него особого внимания и более точного управления самолетом. К этим особенностям относятся: усложнение пилотирования самолета, ограничение видимости и времени наблюдения за наземными ориентирами, затруднение распознавания ориентиров и контроля пути, повышенные требования к управляемости и устойчивости самолета. При ручном пилотировании полет на таких высотах возможен только в условиях хорошей видимости. Но и при этом большая часть внимания летчика уделяется отслеживанию рельефа местности, что весьма затрудняет выполнение боевой задачи (например, обнаружение и поражение наземных целей), а также контроль (по приборам) за режимом полета.

Особое внимание при полете на таких высотах должно уделяться выбору и поддержанию высот и скоростей полета, недопущению продольной раскачки самолета и других опасных явлений в поведении и пилотировании.

При полете на малой высоте с большими дозвуковыми приборными скоростями на сверхзвуковом самолете с цельноповоротным стабилизатором эффективность этого органа управления оказывается излишне высокой, что значительно усложняет пилотирование без применения автомата регулирования управления (АРУ). Это особенно относится к самолетам, имеющим малый запас продольной статической устойчивости по перегрузке, небольшие расходы ручки управления и усилия на ней для создания нормальной перегрузки. Такой самолет чрезмерно чувствителен к внешним возмущениям и отклонениям рулей высоты. В результате летчик, реагируя на изменения угла тангажа, будет не в состоянии точно дозировать отклонения ручки и выбирать для этого (для отклонения) нужный момент. Поэтому попытки парировать действие внешних возмущений (устранить продольные короткопериодические движения) могут приводить к произвольной продольной раскачке. Это может быть и при внезапном отказе АРУ, демпфера тангажа и др.

Пример продольной раскачки самолета, вызванной летчиком в полете на малой высоте при выполнении прицельного пилотирования, показан на рис. 1.5. Из графика видно, что летчик, пытаясь парировать сравнительно небольшие продольные короткопериодические колебания самолета, но действуя невпопад из-за невозможности отслеживания им таких колебаний, сам вызвал раскачку самолета. В этом случае правильнее было бы зажать рули в исход-

ном балансировочном положении, предоставив возможность самолету самому демпфировать возникшие колебания.

При выборе минимально допустимой высоты полета необходимо учитывать характер рельефа местности, условия выполнения боевого задания, особенности данного типа самолета, его систем и

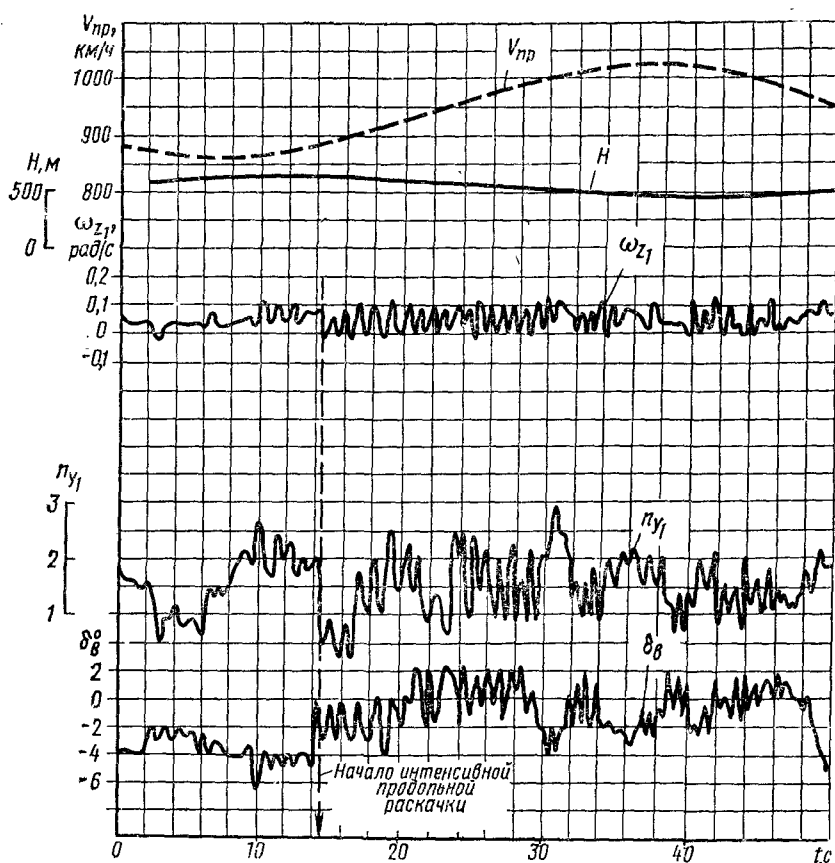


Рис. 1.5. Пример раскачки самолета, вызванной летчиком в полете на малой высоте

оборудования (точность приборов и запаздывание в их показаниях при быстром снижении самолета и т. п.), уровень тренированности летчика (точность глазомерного определения расстояния до земли, умение правильно распределять внимание и т. п.), метеоусловия и др. Кроме того, следует иметь в виду, что действие значительных знакопеременных перегрузок в полете быстро утомляет экипаж и сокращает допустимую продолжительность его работы в этих условиях. Все это должно учитываться и при выборе скорости полета на малых высотах. На скорость и высоту могут влиять и ряд дру-

гих, иногда противоречивых, факторов. Сюда можно, например, отнести взаимозависимость между скоростью и высотой, влияние скорости и высоты на эффективность боевого применения. Так, в первом случае с увеличением скорости уменьшается точность выдерживания высоты — возрастают отклонения от рациональной (расчетной) траектории (профиля) полета, а с уменьшением скорости эти отклонения сократятся, но тогда при облете препятствий нельзя будет создавать большие перегрузки — увеличится опасность сваливания. Во втором случае иногда по тактическим соображениям требуется, с одной стороны, увеличить скорость полета, в частности для достижения внезапности, а с другой — снизить ее, чтобы улучшить, например, точность прицеливания. Вообще же в конкретных условиях всегда можно найти оптимальные значения предельных высот и соответствующих скоростей полета.

Все это, а также исключительно высокое напряжение летчика говорит о важности и необходимости автоматизации управления самолетом в полете на малых высотах. Она значительно разгружает внимание летчика, повышает точность выдерживания заданного режима, эффективность боевого применения самолета и безопасность полета. Автоматическое управление должно обеспечивать стабилизацию заданных геометрической высоты, скорости (числа M) и углового положения самолета, быть весьма надежным и быстро парировать все отклонения от расчетных параметров.

Важную задачу в этом плане может решать, например, автоматическая система управления, смягчающая воздействие турбулентности атмосферы (она на малых высотах обычно бывает наиболее интенсивной) и других возмущений на поведение и пилотирование самолета. Кстати, следует сказать, что ослабление влияния таких возмущений достигается и подбором соответствующих конструктивно-аэродинамических характеристик самолета, например, увеличением удельной нагрузки на крыло, обеспечением плавности протекания зависимости $C_y = f(\alpha)$ и т. п.

Весьма существенным в том же плане является и решение задачи облета препятствий на местности (возвышенностей, высоких строений, линий электропередач и т. д.) по наиболее рациональной траектории (F-15). Для этого целесообразно использовать автоматическую систему выдерживания наивыгоднейшей траектории полета. Такая система, своевременно отслеживая угол поворота вектора скорости полета, компенсирует (упреждает) запаздывание ответной реакции самолета на отклонение рулей летчиком (автопилотом) и реакции самого летчика на появление препятствия. В этом случае (рис. 1.6) самолет подходит к препятствию на заданной геометрической высоте H_r . Перед ним в точке 1 автоматической системой создается максимально возможная нормальная перегрузка (ручка отклоняется на себя — ввод в горку), с тем чтобы в точке 2 получить требуемый угол набора Θ , который и сохраняется до точки 3. В этой точке создается минимально возможная перегрузка (ручка отклоняется от себя — вывод из горки). В точке 4 (над вершиной препятствия) самолет находится в поло-

жении, соответствующем горизонтальному полету. После прохождения точки 4 ручка управления остается отклоненной от себя (до точки 5), чтобы самолет перешел на снижение после облета вершины препятствия. В точке 5 создается максимальный угол снижения, сохраняющийся до точки 6. Здесь для энергичного выравнивания самолета вновь создается максимально возможная нормальная перегрузка с таким расчетом, чтобы в точке 7 самолет перешел в горизонтальный полет на высоте H_T .

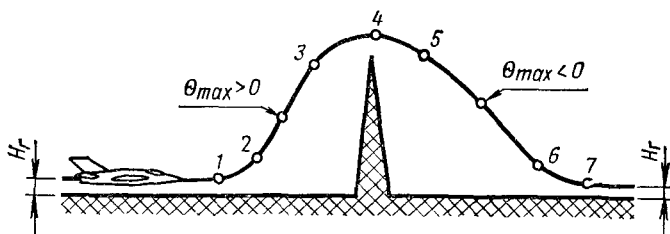


Рис. 1.6. Траектория облета изолированного препятствия при полете на малой высоте

Существенно облегчает полет на малой высоте применение системы информации на лобовом стекле (СИЛС). В этом случае летчик может, не глядя на приборную доску, т. е. не отвлекая главного внимания от наблюдения за окружающей обстановкой, контролировать показания основных приборов, характеризующие режим полета, работу систем и оборудования. Таким образом, данная система способствует более полному использованию летчиком боевых свойств самолета, а при отказе авиационной техники дает возможность быстрее принять необходимые меры (самолет F-16).

Итак, вполне очевидно, что выбор предельно малых высот полета и соответствующих им предельных скоростей (чисел M), а также выполнение самого полета — задача сложная. Ее решение связано с учетом влияния весьма разнообразных и зачастую противоречивых факторов, что требует каждый раз серьезной и всесторонней оценки обстановки полета.

1.7. РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТОВ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ САМОЛЕТА

В процессе летной эксплуатации может появиться необходимость определить значения коэффициента подъемной силы самолета C_y (аэродинамического коэффициента). Для этой цели здесь приводится методика расчета C_y , удовлетворяющая требованиям практики. Зная полетные данные (приборную скорость, высоту полета, перегрузку, вес самолета и тягу силовой установки), можно по приближенным формулам, указанным ниже, найти значения C_y .

Нормальную перегрузку можно определить по формуле

$$n_y = \frac{Y + P \sin(\alpha \pm \varphi_P)}{mg} = n_{\text{ман}} + n_{yP}, \quad (1.1)$$

где $Y = C_y S q$ — подъемная сила самолета, кгс;

$q = \frac{\rho_0 V_i^2}{2}$ — скоростной напор, кгс/м²;

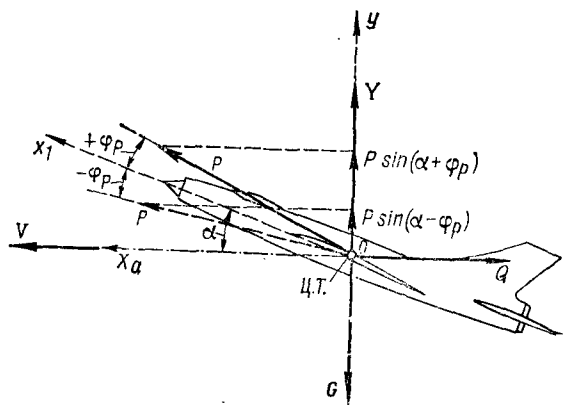


Рис. 1.7. Схема внешних сил, действующих на самолет

$\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3 = 0,125 \text{ кгс} \cdot \text{с}^2/\text{м}^4$ — стандартная плотность воздуха на среднем уровне моря (ГОСТ 4401—73 «Стандартная атмосфера»);

V_i — индикаторная скорость, м/с;

S — площадь крыла самолета, м²;

m — полетная масса самолета, кгс · с²/м;

P — тяга силовой установки, кгс;

α — угол атаки самолета, град;

φ_P — угол наклона силы тяги (угол между направлением силы тяги и продольной осью самолета Ox_1 — рис. 1.7), град;

$n_{\text{ман}} = \frac{Y}{mg}$ — маневренная перегрузка;

$n_{yP} = \frac{P \sin(\alpha \pm \varphi_P)}{mg}$ — тяговая составляющая нормальной перегрузки.

В выражении $\sin(\alpha \pm \varphi_P)$ берется знак плюс, когда вектор силы тяги отклонен вверх относительно продольной оси самолета Ox_1 , и минус — когда этот вектор отклонен вниз (рис. 1.7).

Из формулы (1.1) получим выражение для определения коэф-

фициента подъемной силы самолета (аэродинамического коэффициента):

$$C_y = \frac{n_{\text{ман}} mg}{S q} = \frac{(n_y - n_{yP}) p_{y\text{д}}}{q}, \quad (1.2)$$

где $p_{y\text{д}} = \frac{mg}{S}$ — удельная нагрузка на крыло.

Индикаторная скорость V_i связана с приборной скоростью $V_{\text{пр}}$ следующим соотношением:

$$V_i = V_{i3} + \delta V_{\text{сж}} = V_{\text{пр}} + \delta V_{\text{ин}} + \delta V_a + \delta V_{\text{зап}} + \delta V_{\text{сж}}, \quad (1.3)$$

где V_{i3} — индикаторная земная скорость;

$\delta V_{\text{ин}}$ — инструментальная поправка, определяемая лабораторной тарировкой данного прибора;

δV_a — аэродинамическая поправка, определяемая из летных испытаний данного самолета;

$\delta V_{\text{зап}}$ — поправка на запаздывание, определяемая расчетом по полученным на данном самолете полетным материалам;

$\delta V_{\text{сж}}$ — поправка на сжимаемость, определяемая по универсальным графикам на рис. 1.8 или рис. 1.9 (выбирается один из этих графиков в зависимости от того, производился ли полет на дозвуковых или сверхзвуковых скоростях).

Подставив в формулу (1.2) вместо q выражение $\frac{0,125 V_i^2}{2}$, в котором V_i возьмем в км/ч и заменим суммой $V_{i3} + \delta V_{\text{сж}}$ из формулы (1.3), получим

$$C_y = \frac{3,6^3 \cdot 2 (n_y - n_{yP}) p_{y\text{д}}}{0,125 (V_{i3} + \delta V_{\text{сж}})^2} = 207,36 \frac{(n_y - n_{yP}) p_{y\text{д}}}{(V_{i3} + \delta V_{\text{сж}})^2}. \quad (1.4)$$

В случае горизонтального полета или режима, близкого к нему ($\delta V_{\text{зап}} \approx 0$), на малой скорости и малой высоте ($\delta V_{\text{сж}} \approx 0$), если поправки $\delta V_{\text{ин}}$ и δV_a пренебрежимо малы, а двигатели работают на режиме небольшой тяги, когда $P \sin(\alpha \pm \varphi_P) \approx 0$, получим из формулы (1.4) следующее приближенное выражение для определения C_y (округлив числовой коэффициент с точностью до третьей значащей цифры):

$$C_y \approx 207 \frac{n_y p_{y\text{д}}}{V_{\text{пр}}^2}, \quad (1.5)$$

где $V_{\text{пр}}$ — скорость по прибору, км/ч;

$p_{y\text{д}}$ — удельная нагрузка на крыло, кгс/м².

Подставив в выражение (1.5) вместо $V_{\text{пр}}$ и n_y приборную скорость сваливания V_c и перегрузку сваливания n_{yc} , получим приближенную формулу для определения коэффициента подъемной силы сваливания:

$$C_{yc} \approx 207 \frac{n_{yc} p_{y\text{д}}}{V_c^2}. \quad (1.6)$$

Когда требуется узнать перегрузку сваливания по заданным C_{yc} и V_c , из формулы (1.6) можно получить следующее выражение:

$$n_{yc} \approx 0,00482 \frac{C_{yc} V_c^2}{P_{уд}}. \quad (1.7)$$

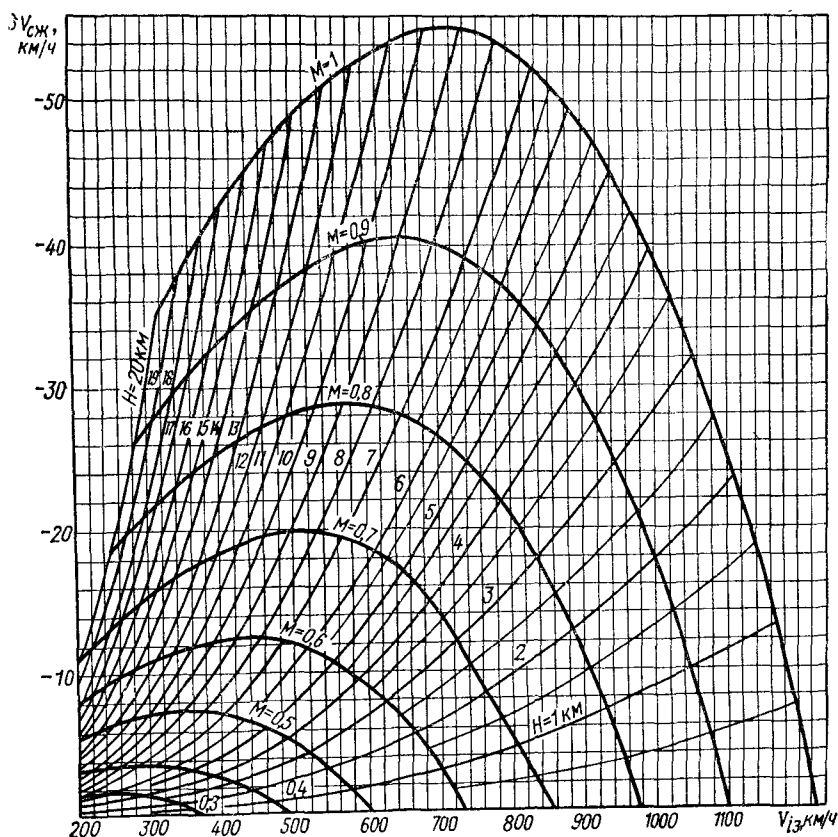


Рис. 1.8. График поправок на сжимаемость для дозвуковых скоростей

Для прямолинейного горизонтального полета $C_{y_{г.п}}$ находится из выражения (1.5) при условии, что $n_y = 1$, т. е. силы Y и $P \sin(\alpha \pm \varphi_p)$, отклоняющие траекторию полета вверх, уравновешиваются силой тяжести G , стремящейся отклонить эту траекторию вниз (рис. 1.7). Тогда формула для приближенного определения $C_{y_{г.п}}$ примет такой вид:

$$C_{y_{г.п}} \approx 207 \frac{P_{уд}}{V_{пр}^2}. \quad (1.8)$$

Если известно число M полета, а не приборная скорость, то выражение для определения скоростного напора удобно представить в следующем виде:

$$q = 9,52 p_H M^2, \quad (1.9)$$

где p_H — атмосферное давление на высоте полета, мм рт. ст.

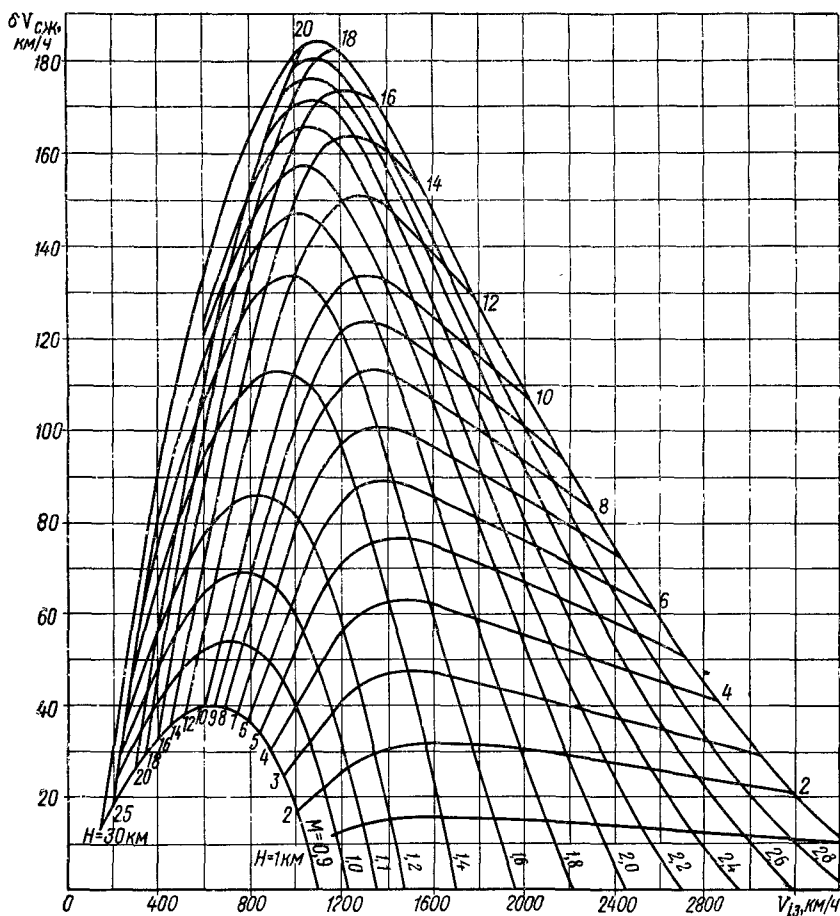


Рис. 1.9. График поправок на сжимаемость для сверхзвуковых скоростей

Воспользовавшись выражением (1.9), можно вместо выражения (1.7) получить формулу, связывающую перегрузку сваливания n_c уже не с приборной скоростью V_c , а с числом M_c и давлением p_H на высоте полета:

$$n_{yc} \approx 9,52 \frac{p_H M_c^2 C_{yc}}{P_{уд}}.$$

Аналогично данной формуле будет выглядеть и выражение для определения предельно допустимой нормальной перегрузки:

$$n_{y \text{ доп}} \approx 9,52 \frac{p_H M^2 C_{y \text{ доп}}}{p_{уд}}.$$

Используя это выражение, можно написать следующую приближенную формулу для определения минимально допустимого числа M полета (при условии, что $n_{y \text{ доп}} = 1$):

$$M_{\min \text{ доп}} \approx 0,324 \sqrt{\frac{p_{уд}}{p_H C_{y \text{ доп}}}}.$$

Аналогично формулам (1.6) и (1.8) получаются и формулы для нахождения $C_{y \text{ с}}$ и $C_{y \text{ г.п}}$ по числу $M_{\text{с}}$ и давлению p_H на высоте полета:

$$C_{y \text{ с}} \approx 0,105 \frac{n_{yc} p_{уд}}{p_H M_{\text{с}}^2};$$

$$C_{y \text{ г. п}} \approx 0,105 \frac{p_{уд}}{p_H M^2},$$

где $p_{уд}$ — удельная нагрузка на крыло, кгс/м²;

p_H — атмосферное давление на высоте полета, мм рт. ст.

Глава 2

ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЯЕМОСТИ И УСТОЙЧИВОСТИ МАНЕВРИРУЮЩЕГО САМОЛЕТА

Маневрирование современного сверхзвукового самолета сопряжено с изменением практически всех параметров полета в широких пределах. Но каждый маневр необходимо строить так, чтобы не допустить выхода самолета за предельные режимы, т. е. за предельно допустимые углы атаки, перегрузки, числа M и приборные скорости полета. Для этого летчик должен хорошо знать особенности управляемости и устойчивости самолета при выполнении всех разрешенных на данном самолете маневров. Ниже рассматриваются особенности управляемости и устойчивости современных сверхзвуковых самолетов, которые в первую очередь влияют на способ управления движением самолета при маневрировании на режимах, близких к предельным.

Существенное влияние на характеристики устойчивости и управляемости современных сверхзвуковых самолетов оказывают особенности их конструктивно-аэродинамической компоновки и условий эксплуатации.

2.1. КОНСТРУКТИВНО-АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОСОБЕННОСТИ СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЕТА

Сверхзвуковые самолеты обладают рядом особенностей конструктивно-аэродинамической компоновки и условий эксплуатации, которыми они принципиально отличаются от дозвуковых самолетов.

К особенностям конструктивно-аэродинамической и весовой компоновки, обусловленным главным образом требованиями сверхзвуковой аэродинамики, относятся:

— стреловидные и треугольные крыло и хвостовое оперение с большими углами стреловидности и заостренной носовой частью;

- малые удлинение и относительная толщина крыла и хвостового оперения;
- большая удельная нагрузка на крыло;
- удлиненность фюзеляжа (особенно его носовой части);
- уменьшение сужения (диффузорности) хвостовой части фюзеляжа;
- снижение относительной толщины фюзеляжа;
- возрастание объема фюзеляжа и его весовой нагрузки (увеличение разброса масс по длине фюзеляжа и уменьшение его по размаху крыла);
- применение цельноповоротных (управляемых) стабилизатора и киля;
- высокие тяговооруженность самолета и расходы горючего;
- широкое использование средств автоматического управления и автоматической стабилизации;
- высокая насыщенность специальным оборудованием, средствами контроля и сигнализации;
- увеличение взлетного веса;
- усиление влияния аэроупругости конструкции на характеристики самолета.

К особенностям летной эксплуатации сверхзвуковых самолетов относятся:

- расширение диапазонов эксплуатационных высот, скоростей и чисел M полета;
- значительное увеличение диапазона эксплуатационных углов атаки;
- преобладание неустановившихся режимов полета;
- значительный рост максимальных скоростей (как правило, на большей части диапазона эксплуатационных высот предельные числа M и приборные скорости меньше максимальных чисел M и приборных скоростей, достижимых при работе двигателей на форсажном режиме);
- значительное расширение диапазона располагаемых продольных перегрузок (положительных и отрицательных);
- появление новых режимов полета (режимы полета на динамических высотах, на малых высотах с большими приборными скоростями).

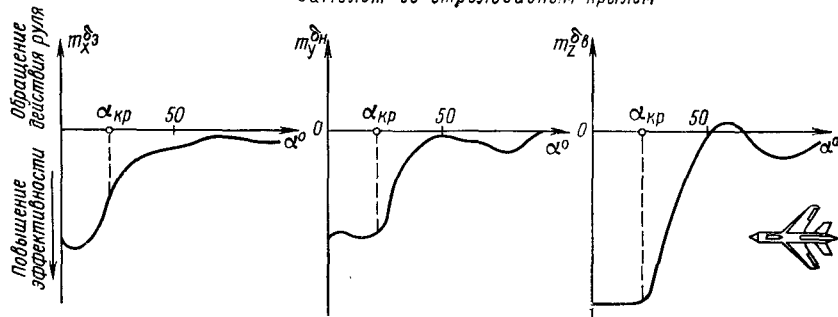
Влияние конструктивно-аэродинамической компоновки и условий эксплуатации современных сверхзвуковых самолетов на их поведение и пилотирование при маневрировании на докритических и близких к ним режимах проявляется в основном в виде: усиления зависимости характеристик устойчивости и управляемости этих самолетов от параметров полета; неблагоприятных особенностей продольного, бокового и поперечного движений и значительного усиления взаимодействия (перекрестных связей) продольного и бокового движений самолета.

2.2. ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА НА УПРАВЛЯЕМОСТЬ И УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

2.2.1. Влияние угла атаки на управляемость

Типичная зависимость характеристик продольной, путевой и поперечной управляемости сверхзвуковых самолетов со стреловидным и треугольным крыльями от угла атаки показана на

Самолет со стреловидным крылом



Самолет с треугольным крылом

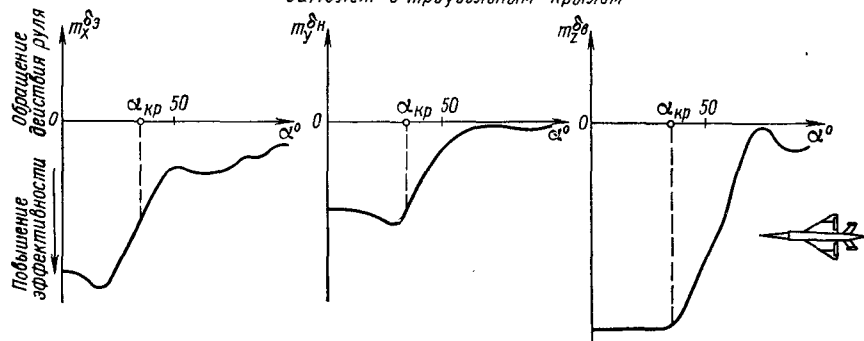


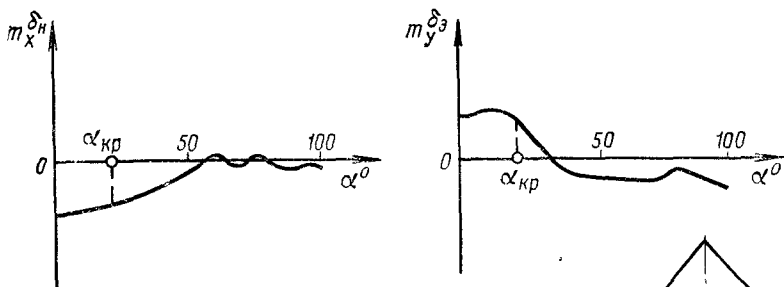
Рис. 2.1. Влияние угла атаки на характеристики управляемости самолета

рис. 2.1. Из графика видно, что коэффициенты эффективности продольного m_x^{δ} , путевого m_y^{δ} и поперечного m_z^{δ} управления при маневре сильно изменяются по углу атаки, т. е. с ростом α они быстро уменьшаются — управляемость ухудшается. Особенно значительно снижается эффективность органов управления при переходе к закритическим углам атаки, при которых образуются обширные области срыва потока с крыла. Для самолетов со стреловидным и треугольным крыльями это является характерной чертой. Но у самолета с треугольным крылом ухудшение эффективности рулей происходит менее резко и начинается на больших углах атаки, чем у самолета со стреловидным крылом.

Для улучшения поперечной управляемости самолета на больших углах атаки в некоторых случаях целесообразно к малым

управляющим моментам крена, создаваемым отклонением элеронов, добавлять управляющие моменты крена от руля направления, и наоборот: к путевым моментам от руля направления добавлять путевые моменты от элеронов. Обусловлено это тем, что на боль-

Самолет со стреловидным крылом



Самолет с треугольным крылом

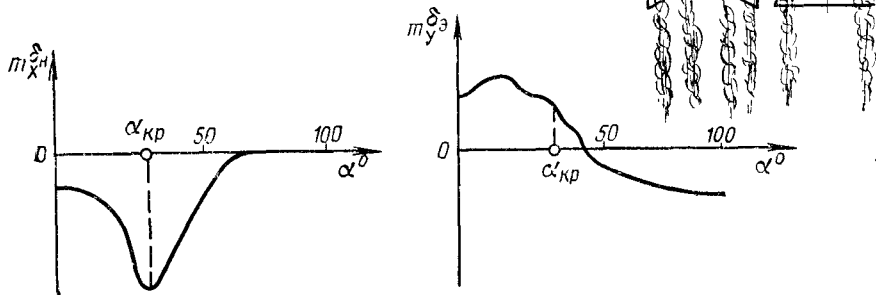


Рис. 2.2. Влияние угла атаки на коэффициенты момента крена $m_{x^{\delta_H}}$ и момента рыскания $m_{y^{\delta_A}}$

ших углах атаки, например, управляющие моменты крена от руля направления могут быть заметно больше моментов крена от элеронов. Улучшение поперечной управляемости достигается, например, осуществлением кинематической связи между системами управления элеронами и рулем направления. С этой же целью используется и дифференциальное отклонение правой и левой половин стабилизатора (тогда стабилизатор работает как орган поперечного управления).

На рис. 2.2 показан пример характерного изменения по углу атаки приращения коэффициента момента крена при отклонении руля направления на один градус ($m_{x^{\delta_H}}$) и приращения коэффициента момента рыскания при отклонении элеронов на один градус ($m_{y^{\delta_A}}$).

Как видно из графиков, с ростом угла атаки управляющий момент крена, вызванный отклонением руля направления, у само-

лета со стреловидным крылом уменьшается, а у самолета с треугольным крылом величина этого момента в области околокритических α значительно возрастает. Это говорит о том, что отклонение руля направления для улучшения поперечной управляемости на больших углах атаки у самолетов с треугольными крыльями может дать значительный эффект. Влияние же отклонения элеронов на путевую управляемость самолетов с треугольными и стреловидными крыльями с ростом угла атаки изменяется почти одинаково.

На больших углах атаки управляемость ухудшается в основном из-за уменьшения скоростного напора, изменения поля скаса потока в области хвостового оперения, попадающего в спутную струю от крыла и фюзеляжа (завихренный поток, имеющий малую скорость), и из-за срыва потока в местах расположения элеронов.

2.2.2. Влияние угла атаки на устойчивость

У некоторых самолетов с крылом большой стреловидности при выходе на околокритические углы атаки возникает неустойчивость по перегрузке (на кривой $m_z = f(\alpha)$ этому соответствует так назы-

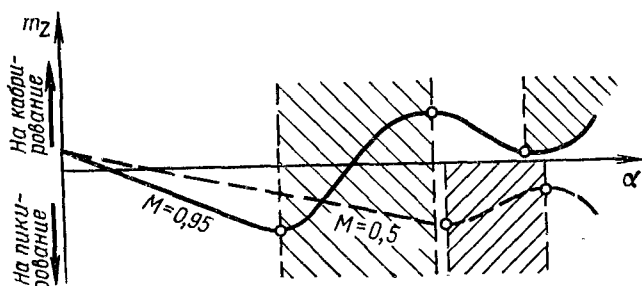


Рис. 2.3. Зависимость коэффициента аэродинамического момента тангажа m_z от угла атаки при неустойчивости самолета по перегрузке

ваемая «ложка»), в результате чего у самолета появляется тенденция к произвольному кабрированию. Наиболее опасным из-за возможности появления такой неустойчивости является диапазон больших дозвуковых (близких к $M=1$) чисел M полета. В этом диапазоне может наблюдаться наиболее резкое проявление неустойчивости по перегрузке, иногда даже с изменением знака аэродинамического момента тангажа.

Области неустойчивости по перегрузке соответствует положительный наклон кривой $m_z = f(\alpha)$. Как видно из примера на рис. 2.3, резкое проявление неустойчивости по перегрузке наблюдается при числе $M=0,95$, что сопровождается изменением знака коэффициента аэродинамического момента тангажа, т. е. вместо кабрирующего момента появляется пикирующий (на рисунке области не-

устойчивости показаны штриховкой). При выходе на большие углы атаки на сверхзвуковых числах M полета из-за значительно более заднего положения нейтральной центровки неустойчивость по перегрузке обычно не возникает.

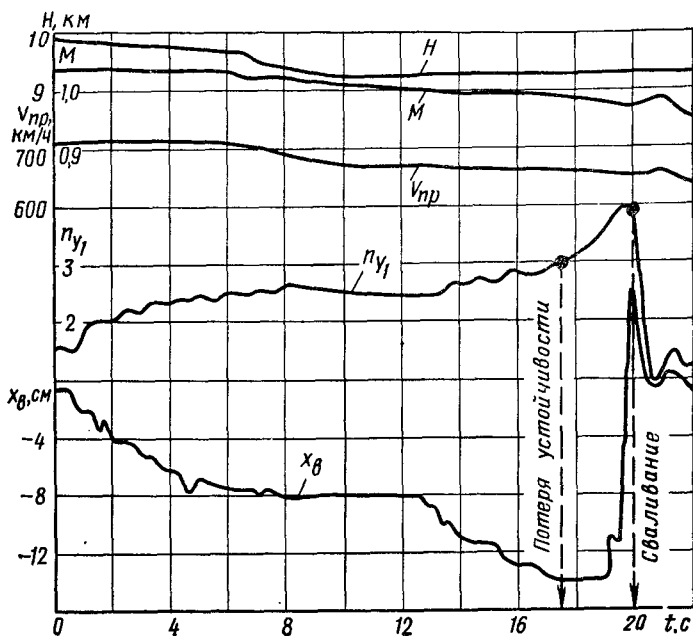


Рис. 2.4. Сваливание самолета в результате неустойчивости по перегрузке

К основным факторам, способствующим возникновению неустойчивости по перегрузке у самолетов со стреловидными и треугольными крыльями при выходе на большие углы атаки, относятся:

- а) изменение характера циркуляции (аэродинамической нагрузки) по размаху крыла из-за срыва потока, сопровождающееся смещением аэродинамического фокуса самолета вперед;
- б) ухудшение эффективности продольного управления из-за уменьшения демпфирующего аэродинамического момента тангажа, создаваемого горизонтальным оперением, вследствие изменения поля скоса потока в области хвостового оперения под воздействием спутной струи от крыла и фюзеляжа;
- в) возрастание дестабилизирующего аэродинамического момента тангажа от подъемной силы фюзеляжа;
- г) влияние дестабилизирующего гироскопического момента тангажа, создаваемого ротором работающего двигателя.

Возможно существенное увеличение неустойчивости на больших углах атаки и под влиянием упругих деформаций конструк-

ции самолета и особенно проводки в системе управления элеронами. Последнее в некоторых случаях может вызвать одновременное отклонение обоих элеронов вверх («всплывание»). «Всплывание» элеронов на больших углах атаки увеличивает неравномерность распределения аэродинамической нагрузки по размаху крыла.

При появлении неустойчивости по перегрузке летчику не всегда удается парировать произвольное кабрирование самолета. Пример такого режима полета показан на рис. 2.4. Из графика видно, что с появлением неустойчивости по перегрузке перегрузка интенсивно нарастала не только при неизменном положении ручки управления ($x_v = \text{const}$), но и после энергичного отклонения ее от себя для устранения кабрирования. Сваливание наступило примерно через 2,5 с после потери устойчивости.

Изменение коэффициентов путевой m_y^β и поперечной m_x^β статической устойчивости сверхзвукового самолета по углу атаки показано на рис. 2.5. Как видно из графика, путевая статическая устойчивость с ростом угла атаки значительно снижается, и особенно сильно при сверхзвуковых скоростях полета. На больших (часто намного меньше критических) углах атаки возможно даже появление путевой неустойчивости самолета. Это связано с развитием мощной вихревой пелены на крыле (усилением срыва потока) и в области хвостового оперения (у стреловидного и треугольного крыльев — на их концевых частях, т. е. в местах расположения элеронов).

Поперечная статическая устойчивость с увеличением угла атаки обычно заметно возрастает, так как стреловидное крыло создает дополнительный стабилизирующий момент крена, увеличивающийся с ростом α .

Уменьшение путевой и возрастание поперечной статической устойчивости приводит к развитию бокового движения самолета, к резким «забросам» по крену при скольжении и возрастанию отношения максимальных угловых скоростей крена и рыскания

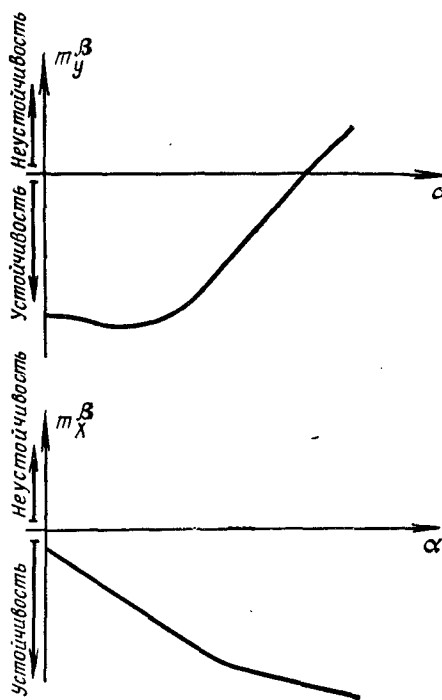


Рис. 2.5. Изменение коэффициентов путевой m_y^β и поперечной m_x^β статической устойчивости сверхзвукового самолета по углу атаки

$|\omega_{x \max}| : |\omega_{y \max}|$. Это усложняет пилотирование на больших углах атаки, например, вследствие завышенной реакции самолета по крену на отклонение руля направления.

2.2.3. Влияние числа M на устойчивость и управляемость

С ростом числа M под влиянием сжимаемости воздуха изменяется распределение аэродинамической нагрузки по крылу (и по самолету в целом). В результате при переходе к сверхзвуковым

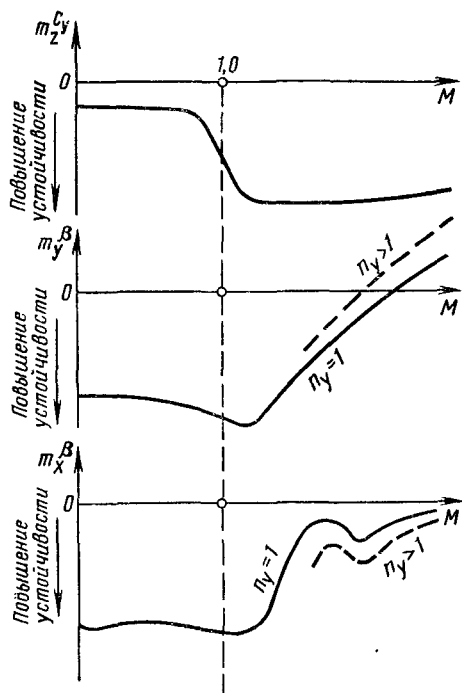


Рис. 2.6. Влияние сжимаемости (числа M) на характеристики устойчивости самолета

числам M равнодействующая аэродинамических сил, а значит, и аэродинамический фокус самолета смещаются назад. Это, в свою очередь, вызывает возрастание продольной статической устойчивости по перегрузке. Типичная для современного сверхзвукового самолета зависимость коэффициента продольной статической устойчивости по перегрузке $m_z^C_y$ от числа M показана на рис. 2.6. Здесь же приведены графики зависимости коэффициентов путевой m_y^beta и поперечной m_x^beta статической устойчивости от числа M . Как видно из них, с увеличением числа M путевая и поперечная статическая устойчивость самолета уменьшается. При этом на перегрузках $n_{y1} > 1$, т. е. на больших углах атаки, падение первой ускоряется, а второй — замедляется.

Кроме того, с ростом числа M (при $M > 1$) ухудшаются демпфирующие свойства крыла и оперения, так как все более ухудшаются их несущие свойства, а значит, замедляется затухание колебаний самолета, вызванных внешними возмущениями (резкое действие рулями, болтанка и т. д.).

Из-за ухудшения несущих свойств крыла и оперения с переходом к сверхзвуковым числам M значительно снижается и эффективность органов управления — ухудшается управляемость самолета. Это видно, например, из рис. 2.7, на котором показано влияние числа M на эффективность руля высоты и управляемого стабилизатора. Очевидно, что особенно заметно падает эффек-

тивность руля высоты (кривая *a*), так как при сверхзвуковом обтекании его отклонение не меняет распределение аэродинамической нагрузки по стабилизатору, расположенному впереди руля. Цельноповоротный (управляемый) стабилизатор позволяет на сверхзвуковых числах M значительно повысить эффективность продоль-

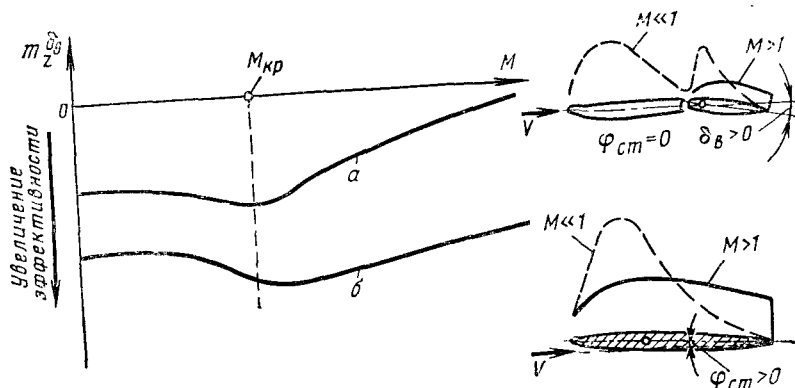


Рис. 2.7. Зависимость коэффициента эффективности продольного управления самолета $m_z^{\delta_B}$ от числа M

ного управления (кривая *б*). Аналогичная картина получается и с вертикальным оперением.

2.2.4. Влияние высоты полета на устойчивость и управляемость

Зависимость устойчивости и управляемости самолета от высоты полета в основном определяется тремя факторами: возрастанием с высотой чисел M , увеличением углов атаки и падением плотности воздуха. При полете на неизменной приборной скорости с увеличением высоты возрастает число M , т. е. усиливается влияние сжимаемости воздуха. Вследствие уменьшения плотности воздуха с высотой ухудшаются и характеристики устойчивости и управляемости самолета. Так, например, устойчивость ухудшается с высотой, потому что ослабевает аэродинамическое демпфирование собственных колебаний самолета (продольных и боковых), вызванных внешними возмущениями. Из-за этого затухание таких колебаний на больших высотах происходит значительно медленнее, чем на малых высотах. При наборе высоты с постоянным числом M из-за падения скоростного напора уменьшаются и аэродинамические восстанавливающие моменты рыскания и тангажа, чему может также способствовать ухудшение статической устойчивости с ростом угла атаки. Поэтому на больших высотах возрастает влияние инерционных моментов. Кроме того, из-за уменьшения демпфирования собственных колебаний самолета, увеличения

их периода и значительного роста отношения $|\varphi_{x \max}| : |\varphi_{y \max}|$ у самолета появляется тенденция к раскачке (самолет «неплотно сидит» в воздухе).

С ростом высоты при постоянной приборной скорости полета существенно ухудшается управляемость самолета (его способность «ходить за ручкой»). Самолет становится более «вялым» в управлении, заметно возрастает запаздывание его ответной реакции на действия летчика. Это снижает точность пилотирования и затрудняет работу летчика (при отсутствии автоматической стабилизации).

Увеличение числа M и углов атаки самолета на больших высотах усиливает проявление нежелательных последствий ухудшения устойчивости и управляемости. При этом нелинейность протекания зависимостей аэродинамических сил и моментов от углов атаки и скольжения становится более выраженной. На таких высотах значительно возрастают «забросы» перегрузки и интенсивность взаимодействия продольного и бокового движений самолета при его вращении.

2.3. НЕБЛАГОПРИЯТНЫЕ ОСОБЕННОСТИ В ПОВЕДЕНИИ И ПИЛОТИРОВАНИИ СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЕТА

По характеристикам устойчивости и управляемости сверхзвуковые самолеты существенно отличаются от дозвуковых. Даже при полете с дозвуковыми скоростями на сверхзвуковом самолете летчик, летавший на дозвуковом самолете с теми же скоростями и на тех же высотах, ощущает заметную разницу в поведении и пилотировании самолета.

Сильное изменение характеристик устойчивости и управляемости сверхзвукового самолета при переходе от дозвуковой к сверхзвуковой скорости полета сопровождается появлением ряда особенностей в его поведении, что требует соответствующего изменения техники пилотирования.

Ниже рассматриваются основные неблагоприятные особенности в продольном, боковом и поперечном движениях и в пилотировании сверхзвукового самолета на докритических режимах. Эти особенности увеличивают возможность выхода на критические режимы.

2.3.1. Особенности продольного движения

К числу неблагоприятных особенностей продольного движения сверхзвукового самолета при маневре в первую очередь относятся «подхват», неустойчивость по скорости и перегрузке, продольная раскачка, замедленная реакция на отклонение ручки управления.

«Подхват» проявляется в виде самопроизвольного выхода самолета на недопустимо большие углы атаки и перегрузки. Он может быть следствием потери устойчивости по скорости (скоростной

«подхват») или по перегрузке. Скоростной «подхват» обычно возникает, когда летчик в процессе энергичного выполнения маневра, сопровождающегося интенсивным торможением от сверхзвуковой до дозвуковой скорости, не успевает отдать ручку от себя. «Подхват» также может возникнуть при попадании вихревого следа от крыла и фюзеляжа на горизонтальное оперение.

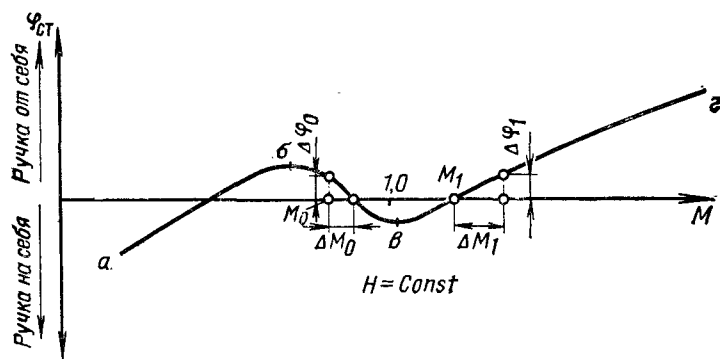


Рис. 2.8. Балансировочная кривая отклонений управляемого стабилизатора сверхзвукового самолета по числу M (высота постоянная)

Для ознакомления с особенностями поведения и пилотирования сверхзвукового самолета при неустойчивости по скорости и по перегрузке воспользуемся соответствующими балансировочными кривыми.

Известно, что наклон балансировочной кривой отклонений органа продольного управления по числу M характеризует продольную статическую устойчивость самолета по скорости. Как видно на рис. 2.8, эта кривая на участках ab и $бг$ имеет положительный наклон, т. е. в этом случае с ростом скорости полета увеличивается потребное отклонение ручки управления от себя, что свидетельствует о наличии у данного самолета продольной статической устойчивости по скорости. Для такого случая предположим, что самолет сбалансирован в режиме прямолинейного горизонтального полета на заданной высоте при числе M_1 . Пусть под действием внешнего возмущения (порыва ветра) число M_1 увеличилось на ΔM_1 , а летчик продолжает удерживать ручку управления в исходном балансировочном положении. Для балансировки самолета при числе $M = M_1 + \Delta M_1$ потребовалось бы отклонить орган продольного управления вниз на величину $\Delta\varphi_1$ (ручку управления отклонить от себя). Но если летчик будет удерживать ручку в исходном балансировочном положении, т. е. как бы отклоненной на себя несколько больше (на величину $\Delta\varphi_1$), чем это требуется для балансировки при числе $M = M_1 + \Delta M_1$, то самолет (на участке $бг$ устойчивый по скорости) начнет тормозиться. Торможение будет продолжаться до тех пор, пока самолет не вернется к исходному числу M_1 .

Отрицательный наклон балансировочной кривой на участке *бв* свидетельствует о неустойчивости самолета по скорости (на кривой этому соответствует так называемая «ложка» по скорости). Действительно, если самолет на заданной высоте летел с постоянным числом M_0 , а затем под влиянием, например, порыва ветра число M_0 увеличилось на ΔM_0 , то орган продольного управления, оставленный в исходном балансировочном положении, окажется отклоненным вниз (ручка управления отклонена от себя) на величину $\Delta \varphi_0$ больше, чем требуется для балансировки самолета на новом режиме полета с числом $M = M_0 + \Delta M_0$. Поэтому самолет сам будет стремиться еще больше увеличить число M (скорость) полета, т. е. на участке *бв* балансировочной кривой он будет неустойчив по скорости.

Следовательно, когда самолет устойчив по скорости, он сам (без вмешательства летчика) стремится вернуться к исходной скорости (исходному числу M) полета по окончании действия внешнего возмущения, изменившего эту скорость. Если же самолет неустойчив по скорости, то по окончании действия возмущения он будет еще дальше уходить от исходного режима, т. е. еще больше изменит скорость полета. Для сохранения заданной скорости полета в этом случае летчику все время придется вмешиваться в управление («подправлять самолет»), что, естественно, затрудняет пилотирование, требуя дополнительной работы.

Если самолет устойчив по скорости, то для перехода с режима прямолинейного горизонтального полета с одной скоростью к режиму прямолинейного горизонтального полета на той же высоте, но с другой скоростью летчику достаточно только одного движения ручкой управления: на себя — для уменьшения или от себя — для увеличения скорости полета. Если же самолет неустойчив по скорости, то летчик для перехода с режима прямолинейного горизонтального полета с одной скоростью к аналогичному режиму на той же высоте, но с другой скоростью должен выполнить уже двойное движение ручкой управления. Первое движение — для изменения скорости полета (выполняется как на устойчивом по скорости самолете): отклонить ручку от себя — для увеличения скорости или на себя — для уменьшения скорости; второе движение — для установления режима полета с новой скоростью: отклонить ручку на себя за исходное положение (за положение, в котором она находилась при исходном режиме полета) — при переходе на режим полета с большей скоростью или отклонить ручку от себя — при переходе на режим полета с меньшей скоростью.

Итак, при неустойчивости самолета по скорости для перехода к режиму полета с большей скоростью необходимо сначала отклонить ручку от себя, затем взять ее на себя больше, чем при исходном режиме (скорости) полета, а для перехода к режиму полета с меньшей скоростью, наоборот, сперва взять ручку на себя, после чего отклонить ее от себя больше, чем при исходной скорости полета.

Если летчик не выполнит второе движение ручкой управления,

то неустойчивый по скорости самолет будет все дальше уходить от исходного режима (от исходной скорости) полета. Например если летчик, желая увеличить скорость полета, отклонит ручку управления от себя и оставит ее в этом положении, то неустойчивый по скорости самолет будет продолжать разгон.

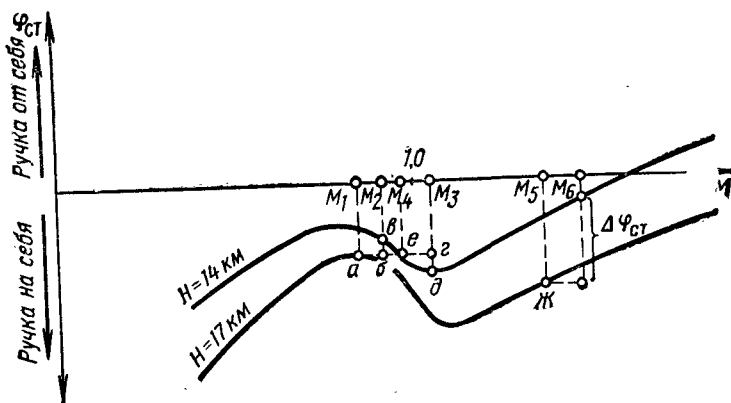


Рис. 2.9. Балансировочные кривые отклонений управляемого стабилизатора по числу M для двух высот полета

Поэтому полеты строим и другие полеты, требующие длительного выдерживания постоянной скорости (особенно в болтанку), следует выполнять на режимах, при которых самолет устойчив по скорости. Это облегчит работу летчика.

Рассмотрим, как влияет на устойчивость самолета одновременное изменение скорости (числа M) и высоты (рис. 2.9). Пусть самолет, сбалансированный в режиме прямолинейного полета при числе M_1 на высоте 17 км (точка a), под действием внешнего возмущения перешел в режим пологого пикирования. Во время снижения до высоты 14 км число M полета увеличилось до M_2 . На высоте 14 км при числе M_2 самолет был сбалансирован по скорости (точка $в$). Как видно из графика, для балансировки самолета на новом режиме полета летчик должен был отклонить ручку управления из исходного балансировочного положения несколько от себя. Если оставить ее в исходном положении (точка $б$), то самолет будет стремиться выйти из пикирования (начнет кабрировать). Когда в процессе пологого пикирования число M возрастет до M_3 , то для балансировки самолета на новой высоте (точка $д$) потребуется ручку управления из исходного балансировочного положения отклонить уже на себя. Если в данном случае оставить ее в исходном балансировочном положении (точка $г$), то самолет будет стремиться перейти в более крутое пикирование. И наконец, если число M возрастет до M_4 (точка $е$), то при сохранении исходного балансировочного положения ручки управления самолет будет продолжать пикировать с неизменным углом на-

клона траектории. Следовательно, для того, чтобы самолет был устойчив по скорости и сохранял заданную высоту (в нашем примере $H=14$ км) в новом режиме полета, необходимо, чтобы число M изменялось по высоте (под действием касательного ускорения при снижении) в меньшей степени, чем это необходимо на новой (меньшей) высоте для балансировки самолета по скорости при исходном балансировочном отклонении ручки управления. В этом случае самолет после действия на него внешнего возмущения будет стремиться вернуться к исходным скорости и высоте полета (будет устойчив по скорости).

Из графика на рис. 2.9 также видно, что на режимах, при которых самолет устойчив по скорости (положительный наклон балансировочных кривых), по окончании действия внешнего возмущения он при неизменном исходном балансировочном положении ручки управления (с зажатым управлением) будет стремиться восстановить исходный режим полета. Например, предположим, что самолет был сбалансирован по скорости на высоте 17 км при числе M_5 (точка *ж*). Как видно из графика, при увеличении числа M (под действием внешнего возмущения) до значения M_6 и сохранении исходного балансировочного положения органа продольного управления самолет имеет тенденцию восстановить нарушенное равновесие — вернуться к исходному режиму полета. Объясняется это тем, что ручка управления будет отклонена на себя больше, чем это требуется для балансировки самолета на новом режиме, на величину $\Delta\varphi_{ст}$.

Необходимо отметить, что изменение тяги двигателей и лобового сопротивления при изменении скорости также влияет на устойчивость самолета. Увеличение тяги с ростом скорости повышает прирост числа M при снижении и, таким образом, оказывает дестабилизирующее влияние, т. е. ухудшает устойчивость. Увеличение лобового сопротивления самолета с ростом скорости повышает его устойчивость.

О продольной статической устойчивости по перегрузке можно судить по характеру протекания балансировочных кривых отклонений рычага и органа продольного управления самолета по нормальной перегрузке. Пример таких кривых приведен на рис. 2.10. Нисходящие участки *аб* и *вг* балансировочных кривых свидетельствуют об устойчивости самолета по перегрузке, а восходящие участки *бв* — о неустойчивости по перегрузке (в диапазонах значений перегрузки n_y , соответствующих этим участкам). В этом нетрудно убедиться на следующем примере, в котором используется балансировочная кривая отклонений ручки управления. Допустим, что самолет, сбалансированный при перегрузке n_{y1} , под действием внешнего возмущения (вертикальный порыв) увеличил угол атаки и перегрузка возросла на Δn_y , но летчик удерживает ручку управления в исходном балансировочном положении (точка 1). Тогда на новом режиме полета (при $n_{y1} + \Delta n_y$) ручка окажется в более переднем положении (будет больше отдана от себя), чем требуется для балансировки самолета на этом режиме, на ве-

личину Δx_{θ} (точка 2). В результате возникнет пикирующий момент, стремящийся вернуть самолет к прежнему режиму полета с n_{y1} . Значит, в данном случае, т. е. на нисходящем участке ab балансирующей кривой, самолет будет устойчив по перегрузке.

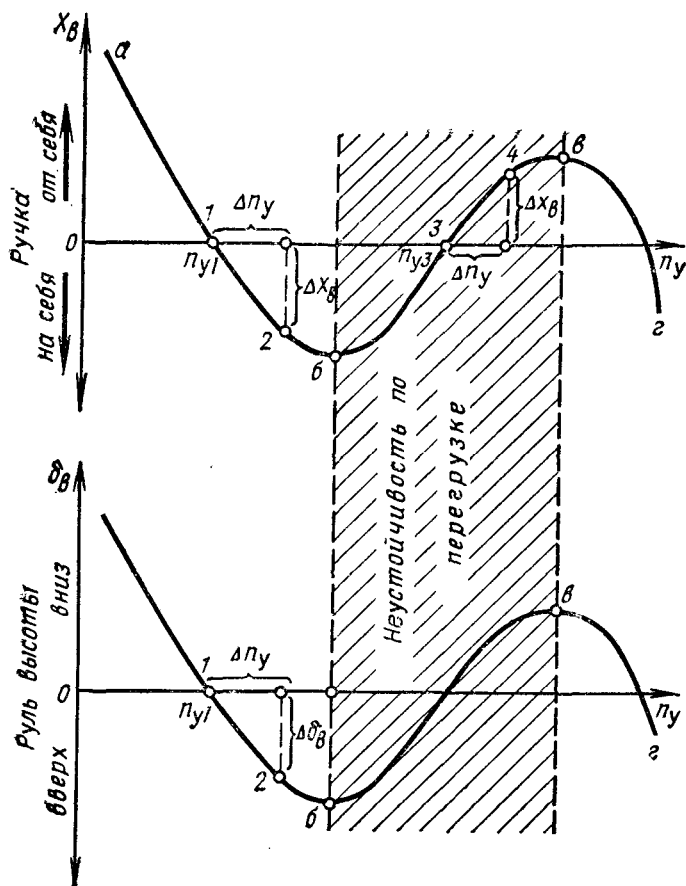


Рис. 2.10. Балансировочные кривые отклонений ручки управления и руля высоты по нормальной перегрузке

На восходящем участке $бв$ балансирующей кривой в поведении самолета под воздействием внешнего возмущения будет наблюдаться обратная картина. Предположим, что наш самолет, но сбалансированный уже при n_{y3} , из-за вертикального порыва ветра тоже увеличил угол атаки и перегрузка возросла на Δn_y , а летчик также удерживает ручку управления в исходном балансирующем положении (точка 3). Очевидно, что на новом режиме (при $n_{y3} + \Delta n_y$) ручка окажется отклоненной в более заднее положение (будет больше взята на себя), чем это нужно для балансировки

самолета на этом режиме, на величину Δx_v (точка 4). В итоге возникнет кабрирующий момент и самолет самопроизвольно продолжит уход от начального режима полета (с n_{y3}), т. е. он будет неустойчив по перегрузке.

Для аналогичных рассуждений можно использовать и балансирующую кривую отклонений руля высоты по перегрузке.

Следовательно, когда самолет устойчив по перегрузке, он сам (без вмешательства летчика) по окончании действия внешнего возмущения стремится вернуться к исходной перегрузке. При неустойчивости же по перегрузке самолет будет еще дальше уходить от исходной перегрузки, т. е. перегрузка будет еще больше изменяться. В последнем случае для выдерживания заданной n_y летчику все время придется вмешиваться в управление, что затруднит пилотирование.

Из анализа балансирующих кривых следует, что когда самолет устойчив по перегрузке, для перехода на новый режим достаточно одного движения ручкой управления: на себя — для увеличения или от себя — для уменьшения n_y . Если же самолет неустойчив по этому параметру полета, для изменения режима потребуются двойное движение ручкой управления: первое движение — для изменения исходной перегрузки (выполняется, как и при устойчивости самолета по перегрузке): отклонить ручку на себя — для увеличения перегрузки или от себя — для ее уменьшения; второе движение — для балансировки самолета на новом режиме полета (с другой перегрузкой): отклонить ручку от себя за исходное положение (за положение, в котором она находилась при исходном режиме полета — при исходной n_y) — при переходе на режим полета с большей перегрузкой или отклонить ручку на себя больше, чем при исходной n_y — при переходе на режим полета с меньшей перегрузкой.

Итак, при неустойчивости самолета по перегрузке для перехода к режиму полета с большей перегрузкой необходимо сначала отклонить ручку на себя, затем отдать ее от себя за исходное положение, а для перехода к режиму полета с меньшей перегрузкой, наоборот, сперва отдать ручку от себя, после чего отклонить ее на себя больше, чем при исходной перегрузке.

Если летчик не выполнит второе движение ручкой управления, неустойчивый по перегрузке самолет будет все дальше уходить от исходного режима, т. е. начнет интенсивно кабрировать или пикировать. Например, если для увеличения перегрузки отклонить ручку на себя и оставить ее в этом положении, самолет будет резко кабрировать и может самопроизвольно выйти на сваливание или на «подхват» (за предельно допустимые перегрузки). Начало выхода на такой режим летчик может установить по необычно резкому (для данного отклонения ручки управления) возрастанию перегрузки. Летчик должен хорошо знать, на каких режимах полета у данного самолета появляется неустойчивость по перегрузке — неблагоприятная особенность его поведения, усложняющая пилотирование, повышающая вероятность выхода на сваливание.

2.3.2. Особенности бокового движения

К основным неблагоприятным особенностям бокового движения сверхзвукового самолета относятся: ухудшение путевой устойчивости при больших сверхзвуковых скоростях и связанная с этим возможность непроизвольного выхода на большие углы скольжения, излишняя поперечная устойчивость на больших углах атаки и, как следствие, интенсивное кренение при скольжении, недостаточное аэродинамическое демпфирование боковых колебаний на больших высотах, большие соотношения максимальных угловых скоростей крена и рыскания, обратная реакция рыскания на отклонение элеронов («тормозящий» момент рыскания), «зависание» по крену, обратная реакция по крену на отклонение руля направления, непроизвольное кренение («валетка») и реверс элеронов. Из этих особенностей будут рассмотрены наиболее характерные для сверхзвукового самолета с треугольным крылом.

Для ознакомления с особенностями бокового движения рассмотрим реакцию самолета с треугольным крылом на отклонение элеронов, если вертикальное оперение расположено вблизи задней кромки крыла (рис. 2.11). Известно, что при отклонении элеронов (в нашем примере левый элерон поднят, правый опущен) происходит перераспределение давлений по крылу: над полукрылом с поднятым элероном формируется область дополнительного давления, над полукрылом с опущенным элероном — область дополнительного разрежения. В результате возникнет перепад между давлениями на левой и правой поверхностях вертикального оперения и появится подъемная сила $Y_{в.о.}$, действующая в сторону полукрыла с опущенным элероном. Это в свою очередь вызовет возникновение аэродинамического момента рыскания M_y . Этот момент способствует развороту самолета в сторону крена. Однако возникающее при накрениии скольжение создает аэродинамический момент, препятствующий развитию движения крена (полукрыло, в сторону которого происходит скольжение, будет иметь большую эффективную стреловидность и поэтому создает большую подъемную силу, чем противоположное полукрыло, — возникнет восстанавливающий момент).

Особенно сильно это может проявиться на больших углах атаки, при которых рассматриваемый самолет обладает излишней поперечной устойчивостью (как указывалось выше, стреловидное

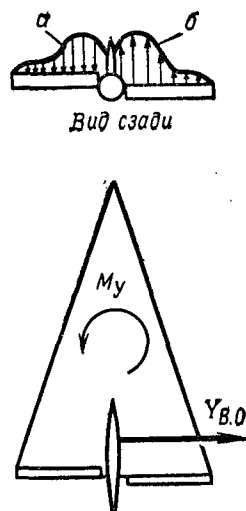


Рис. 2.11. Влияние отклонения элеронов на условия работы вертикального оперения:

а — область дополнительного давления на полукрыле с поднятым элероном; б — область дополнительного разрежения на полукрыле с опущенным элероном

крыло способно при кренении на больших углах атаки создавать дополнительный демпфирующий момент).

В некоторых случаях при полете на больших углах атаки реакция самолета по крену на отклонение элеронов может быть близка к нейтральной или возникает «зависание» по крену. «Зависание»

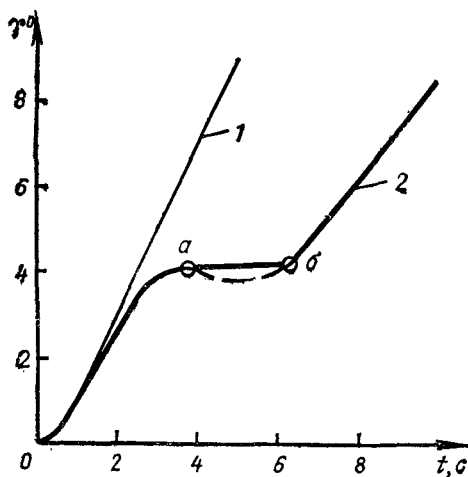


Рис. 2.12. К объяснению «зависания» и обратной реакции по крену:

1 — кривая для самолета с кинематической связью между рулем направления и элеронами; 2 — кривая для исходного самолета (без кинематической связи)

проявляется в том, что при неизменном угле отклонения элеронов самолет на некоторое время прекращает движение крена, т. е. как бы зависает на определенном угле крена (на рис. 2.12 «зависанию» по крену соответствует участок *ab* сплошной кривой 2). Иногда может кратковременно появляться даже обратное движение крена (на рис. 2.12 его характеризует пунктирная кривая). Эти неблагоприятные для пилотирования особенности поведения могут наблюдаться не только у самолета, показанного на рис. 2.11, но и у самолетов со стреловидными крыльями и с другими вариантами расположения вертикального оперения относительно крыла.

Для устранения рассматриваемых особенностей используются аэродинамические средства, автоматическая стабилизация, а также кинематическая связь между рулем направления и элеронами. В последнем случае сигналы об угле отклонения элеронов подаются в систему путевого управления; этим достигается требуемое (например, для устранения «зависания» по крену) соотношение между углами отклонения элеронов и органа путевого управления (на рис. 2.12 этому варианту соответствует кривая 1).

Обратная реакция рыскания на отклонение элеронов («тормозящий» момент рыскания) при маневре на больших углах атаки проявляется таким образом. Выполняя, например, энергичный разворот, летчик, как обычно, кроме руля направления отклоняет и элероны (дает ручку в сторону разворота). Иногда же получается так, что вместо ожидаемого разворота в нужную сторону (т. е. в сторону отклонения ручки) самолет разворачивается в противоположную сторону (например, влево при ручке, отклоненной вправо). Причина такой неблагоприятной особенности поведения сверхзвукового самолета заключается в разнице лобовых сопротивлений у полукрыльев. Предположим, что на большом угле атаки выполняется разворот влево. Тогда у внешнего, правого,

полукрыла из-за отклонения элерона вниз значительно увеличится (пропорционально квадрату подъемной силы) индуктивное сопротивление, а у внутреннего, левого, полукрыла с элероном, поднятым вверх, это сопротивление уменьшится. В итоге же лобовое сопротивление у правого полукрыла станет больше, чем у левого, и возникнет «тормозящий» момент рыскания, разворачивающий самолет в противоположную сторону, т. е. вправо. Если летчик будет пытаться парировать действие этого момента, увеличивая отклонение элеронов (ручки управления) в сторону желаемого разворота (в нашем примере увеличением отклонения ручки влево), обратная реакция рыскания только усилится.

2.4. АЭРОИНЕРЦИОННОЕ ВРАЩЕНИЕ

При выполнении маневров, например боевого разворота, летчик создает угловую скорость крена при сравнительно большой исходной нормальной перегрузке. Это естественно при пилотировании самолета. Увеличение угловой скорости крена способствует более энергичному маневрированию, экономит время и делает маневр более компактным (не растянутым в пространстве). Эффективность поперечного управления современных сверхзвуковых самолетов позволяет получать весьма большую угловую скорость крена (примерно 2 рад/с). Но в некоторых случаях реализовать такую скорость крена нельзя. Одной из причин, ограничивающих эту скорость, является возможность развития аэроинерционного вращения самолета, вызываемого инерционными моментами.

Аэроинерционное вращение (неблагоприятная особенность поведения самолета на больших углах атаки) возникает в результате сильного взаимодействия между продольным и боковым движениями самолета, обусловленного совместным влиянием аэродинамической, кинематической, инерционной и гироскопической перекрестных связей.

Для аэроинерционного вращения самолета характерно преобладание воздействия инерционных моментов.

Под аэродинамической перекрестной связью или аэродинамическим взаимодействием понимается взаимное влияние продольного и бокового движений на аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет при этих движениях. Основными параметрами, определяющими данный вид взаимодействия, являются: для продольного движения — угол атаки, для бокового движения — угол скольжения и угловая скорость крена. Аэродинамические моменты крена и рыскания в основном зависят от угла атаки самолета. Особенно сильно эта зависимость проявляется у самолетов со стреловидным крылом на больших углах атаки, при которых возникают несимметрично развивающиеся области срыва потока на концах крыла, вследствие чего на самолет начинают действовать значительные дополнительные аэродинамические моменты крена и рыскания.

Кинематическая перекрестная связь или кинематическое взаимодействие — влияние вращения самолета вокруг своей продольной оси на углы атаки и скольжения, а вследствие этого — и на аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет при продольном и боковом движениях, т. е. при движениях тангажа и рыскания. Так, в частности, вращение самолета относительно своей продольной оси (движение крена) сопровождается измене-

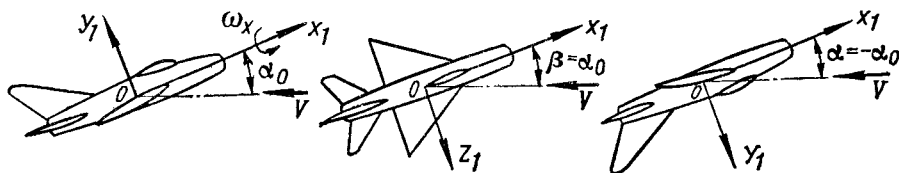


Рис. 2.13. Изменение углов атаки и скольжения при вращении самолета относительно своей продольной оси

нием углов атаки (продольное движение) и скольжения (боковое движение), от которых зависят аэродинамические моменты и силы, действующие на самолет в процессе продольного и бокового движений. Углы атаки и скольжения при вращении самолета относительно своей продольной оси изменяются следующим образом (рис. 2.13). Если исходный угол скольжения $\beta_0 = 0$, то при повороте самолета на 90° угол атаки изменяется от исходного значения α_0 до нуля, при повороте на 180° он становится равным исходному по абсолютной величине, но обратным ему по знаку, при повороте на 270° угол атаки снова уменьшается до нуля, а при повороте на 360° он принимает свое исходное значение.

Так же (циклически) изменяется и угол скольжения: при повороте самолета на 90° он возрастает от исходного $\beta_0 = 0$ до исходного значения угла атаки, при повороте на 180° уменьшается до нуля, при повороте на 270° он становится отрицательным, равным по абсолютной величине исходному углу атаки, а после поворота на 360° угол скольжения снова принимает исходную величину ($\beta_0 = 0$). Очевидно, что углы атаки и скольжения будут циклически изменяться и при вращении самолета относительно своей нормальной оси.

Под инерционным (аэроинерционным) взаимодействием понимается взаимное влияние между инерционными и аэродинамическими моментами рыскания, тангажа и крена, возникающими при вращении самолета вокруг произвольной оси. Сущность этого взаимодействия можно уяснить на примере взаимодействия между инерционным и аэродинамическим моментами рыскания. Представим (для простоты рассуждений), что вся масса самолета состоит из четырех сосредоточенных масс m_{1-4} , расположенных, как показано на рис. 2.14, а ось вращения самолета в полете со скольжением совпадает с направлением вектора скорости. Тогда очевидно, что при вращении самолета на эти массы будут действовать цен-

требожные силы F_1 – 4 . Под действием этих сил возникнет результирующий инерционный момент рыскания $M_{y\text{ин}}$, стремящийся увеличить исходный угол скольжения β . Но у самолета, обладающего путевой статической устойчивостью, при отклонении от исходного (балансировочного) угла скольжения появится восстанавливающий аэродинамический момент рыскания $M_{y\text{а}}$. Если этот момент

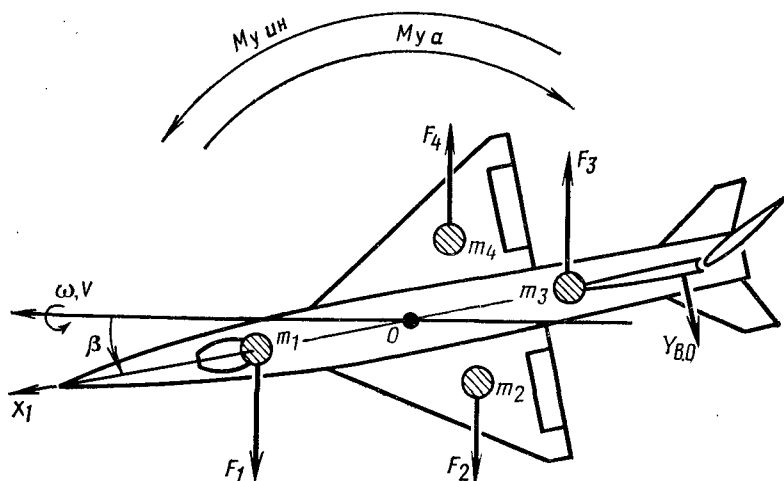


Рис. 2.14. Схема взаимодействия инерционного (дестабилизирующего) аэродинамического (восстанавливающего) моментов рыскания, возникающих при вращении самолета вокруг оси, совпадающей с вектором скорости

будет больше дестабилизирующего инерционного — самолет сохранит путевую устойчивость. В противном случае он станет в путевом отношении неустойчивым.

Аналогично можно объяснить и взаимодействие между аэродинамическими и инерционными моментами тангажа и крена.

Неблагоприятные особенности пространственного движения самолета в значительной степени определяются именно инерционной перекрестной связью. Решающую роль в этом виде связи играет характер распределения масс по самолету.

Сверхзвуковые самолеты имеют длинный фюзеляж, малый размах крыла, большой разнос масс (грузов) по продольной оси самолета, значительные скорости полета, сравнительно слабое демпфирование крена. Все это позволяет получить большие угловые скорости крена, которые способствуют появлению весьма значительных инерционных моментов рыскания и тангажа, уменьшающих устойчивость, а в некоторых случаях приводящих и к неустойчивости самолета. Фактором, ухудшающим устойчивость самолета по тангажу (по углу атаки, нормальной перегрузке) и по рысканию (по углу скольжения, боковой перегрузке), может быть гироскопический эффект.

скопическое взаимодействие или гироскопическая связь между его продольным и боковым движениями.

Гироскопическая перекрестная связь (гироскопическое взаимодействие) движений, как и инерционная, проявляется только при вращении самолета. Роль гироскопа в этом случае играет вращающийся ротор двигателя. Как известно, если к гироскопу приложить внешний момент, вызвав его поворот, создается гироскопический момент, действующий в ортогональном направлении (см. раздел 5.3.4). При выполнении, например, вертикального маневра (точнее, маневра по тангажу) под действием гироскопического момента от ротора двигателя возникает движение рыскания. Иначе говоря, в этом случае под действием дестабилизирующего гироскопического момента у самолета возникает стремление отклониться от заданного направления (например, при вводе в петлю нос самолета будет уходить влево при левом вращении ротора и летчик должен будет парировать это движение дачей правой педали — отклонением руля направления вправо). Такое явление усложняет пилотирование и требует от летчика готовности своевременно парировать действие гироскопического момента соответствующим отклонением рулей.

Если угловая скорость вращения самолета возрастет настолько, что сумма дестабилизирующих инерционного и гироскопического моментов станет больше суммы аэродинамических (восстанавливающего и демпфирующего) моментов, самолет потеряет устойчивость. Это приведет к самопроизвольному увеличению абсолютных величин углов атаки и скольжения самолета, а следовательно, к нарастанию перегрузки. Угловые скорости крена, по достижении которых самолет оказывается на границе неустойчивости (наступают потеря устойчивости и резкое ухудшение управляемости самолета), называются **критическими**. Очевидно, что чем больше абсолютная величина критической угловой скорости крена, тем меньше вероятность выхода на эту скорость при маневрировании.

Взаимодействие продольного и бокового движений самолета, обусловленное совместным проявлением аэродинамических, кинематических, инерционных и гироскопических перекрестных связей, может приводить к значительным «забросам» по углам атаки и скольжения (по нормальной и боковой перегрузкам) даже при угловых скоростях крена, приближающихся к критической, когда самолет еще не полностью теряет устойчивость. Чем ближе угловая скорость крена к критической, тем заметней уменьшение устойчивости самолета, и, следовательно, тем сильнее он реагирует на аэродинамические моменты, создаваемые отклонениями органов управления. Под влиянием инерционного взаимодействия отклонение руля направления или руля высоты приводит к одновременному изменению углов атаки и скольжения.

Возрастание углов атаки и скольжения может привести к сваливанию либо к превышению предельно допустимых по прочности нормальной и боковой перегрузок. Такое необычное изменение параметров движения может возникать обычно при излишне энер-

гичных (резких) маневрах, когда вращение самолета происходит одновременно относительно не менее чем двух его осей. К таким маневрам относятся: вывод из пикирования с одновременным отворотом по курсу, боевой разворот, ввод в горку с одновременным вращением относительно продольной оси, переключивание из виража одного направления в вираж другого направления (переключивание из крена в крен) и т. п. Для выполнения каждого из этих маневров требуется одновременное отклонение не менее чем двух органов управления, например руля высоты и элеронов (отклонение ручки управления по диагонали).

Для вывода самолета из режима аэроинерционного вращения следует установить рули и элероны в нейтральное или возможно более близкое к нему положение. Этому, однако, в известной степени могут препятствовать значительные перегрузки, а также большие усилия на педалях — при безбустерном управлении (особенно при больших сверхзвуковых числах M или при больших приборных скоростях полета на малых высотах). Для каждого самолета, на котором возможен выход на режим аэроинерционного вращения, вырабатывается (с учетом его особенностей) соответствующий метод парирования этого вращения. При этом за основу берется типовой метод, заключающийся в одновременной постановке всех органов управления в нейтральное положение.

Глава 3

ХАРАКТЕРИСТИКИ СВАЛИВАНИЯ

3.1. ФИЗИЧЕСКАЯ СУЩНОСТЬ И ВИДЫ СВАЛИВАНИЯ

Сваливание является произвольным аperiodическим или колебательным движением самолета, возникающим в результате развития срыва потока с крыла на околокритических углах атаки. Это движение протекает со сравнительно большими, заметными для летчика, изменениями угловых скоростей и (или) угловых ускорений. При выходе на режим сваливания существенно ухудшается, а иногда даже наступает практически полная потеря управляемости самолета (в первую очередь обычно теряется поперечная управляемость из-за падения эффективности элеронов). Это произвольное движение полностью нельзя парировать без уменьшения угла атаки самолета.

Срывом потока или просто срывом называется развитый отрыв потока на крыле, приводящий к нежелательным последствиям (в частности, к сваливанию). Срыв возникает под действием положительного градиента давления (возрастания давления вниз по течению) и вязкости воздуха при турбулентном и ламинарном дозвуковом обтекании крыла.

В зависимости от расположения места возникновения области (зоны) срыва на хорде крыла различают носовой срыв (с передней кромки) и хвостовой или диффузорный (с задней кромки). Носовой срыв бывает двух видов: 1) срыв с передней кромки крыла сравнительно толстого профиля, после срыва образуется зона сорванного потока; 2) срыв с передней кромки крыла тонкого профиля, вблизи этой кромки отрывается ламинарный поток, затем он становится турбулентным и вновь присоединяется к верхней поверхности крыла, образовав на ней так называемый пузырь (область оторвавшегося потока, ограниченная по длине хорды крыла и по нормали). При увеличении угла атаки точка присоединения такого потока смещается по потоку. Пузыри бывают короткие и длинные (рис. 3.1). Короткий пузырь характерен тем, что при его разрушении происходит срыв потока с передней

кромки с дальнейшим развитием области срыва, вызывающим резкое падение подъемной силы и рост лобового сопротивления. Это наиболее нежелательный вид срыва потока. Иногда возникает комбинированный срыв потока. В этом случае одновременно появ-

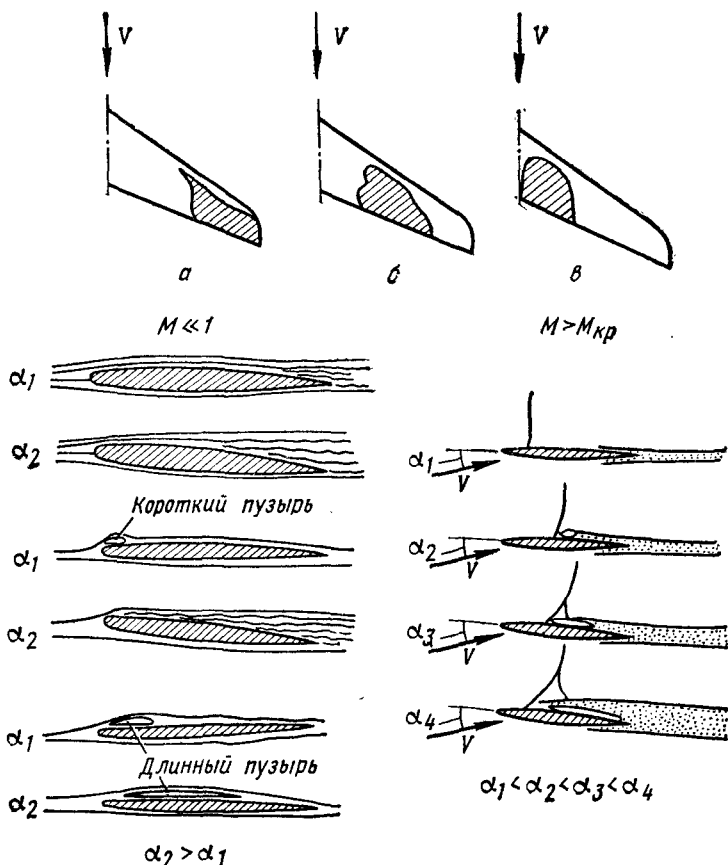


Рис. 3.1. Расположение областей срыва потока по размаху (а — концевой срыв, б — срединный срыв, в — корневой срыв) и профилю крыла

ляются области срыва у передней и задней кромок крыла. В зависимости от положения начальной области срыва по размаху крыла различают корневой, срединный и концевой срывы (рис. 3.1).

Область срыва потока расширяется по мере увеличения угла атаки. В зависимости от того, какую часть верхней поверхности крыла занимает эта область, различают начальный, частичный, значительный и полный (глубокий) срывы.

Область начального срыва занимает сравнительно малую часть (обычно отдельные небольшие участки) верхней поверх-

ности крыла с наименее устойчивым обтеканием. Влияние начального срыва на поведение и пилотирование самолета сравнительно невелико. Он также мало влияет (иногда даже практически вообще не сказывается) на характер обтекания хвостового оперения самолета, а следовательно, и на эффективность руля высоты и руля направления.

Область частичного срыва занимает обычно около половины верхней поверхности крыла. При таком срыве происходит заметное перераспределение давления по крылу (перераспределение аэродинамической нагрузки, а значит, аэродинамических сил и моментов, действующих на самолет). В результате этого перераспределения начинают действовать несбалансированные аэродинамические моменты (в общем случае — моменты крена, рыскания и тангажа), выводящие самолет на режим сваливания. Частичный срыв ощутимо влияет на управляемость и устойчивость самолета. Но концевой частичный срыв обычно не приводит к ухудшению эффективности горизонтального оперения.

Область значительного срыва занимает уже более половины верхней поверхности крыла. Хвостовое оперение при этом оказывается в зоне весьма возмущенного потока (заметно изменяются, например, вертикальный и горизонтальный скосы потока, скоростной напор и турбулентность набегающего на хвостовое оперение потока). Интенсивно падает (иногда даже полностью теряется) эффективность рулей. В результате начинают проявлять свое действие неблагоприятные особенности в поведении и пилотировании самолета, характерные для развившегося сваливания.

И наконец, полный или глубокий срыв, область которого распространяется практически по всей верхней поверхности крыла, характерен наиболее опасными изменениями в поведении и пилотировании самолета. Эти изменения присущи режиму глубокого сваливания. Условия обтекания хвостового оперения и, как следствие, эффективность руля высоты и руля направления или цельноповоротных стабилизатора и киля при этом виде срыва зависят от конструктивно-аэродинамической компоновки, в частности от взаимного расположения крыла и хвостового оперения самолета. При компоновке, изображенной на рис. 3.2, а, хвостовое оперение находится вне слутной струи от крыла, поэтому некоторая эффективность рулей еще сохраняется. Но при компоновке, показанной на рис. 3.2, б, все хвостовое оперение находится в слутной струе крыла и фюзеляжа и эффективность хвостового оперения теряется практически полностью.

Изменение условий обтекания крыла и хвостового оперения при срыве вызывает появление несбалансированных аэродинамических моментов (в общем случае действующих относительно всех трех осей самолета) и, как следствие, изменение углов атаки, крена и скольжения, т. е. вращение самолета. Последнее приводит к дальнейшему ухудшению условий обтекания крыла и оперения, а в итоге — к сваливанию.

Когда при дозвуковом полете местная скорость потока, обте-

кающего крыло, становится сверхзвуковой (критическое число M), формируется скачок (система скачков) уплотнения, который взаимодействует с пограничным слоем. В результате этого взаимодействия может также возникнуть срыв потока. Но как и при дозвуковом обтекании, причиной срыва будут служить вязкость воздуха и положительный градиент давления. Однако при полностью сверх-

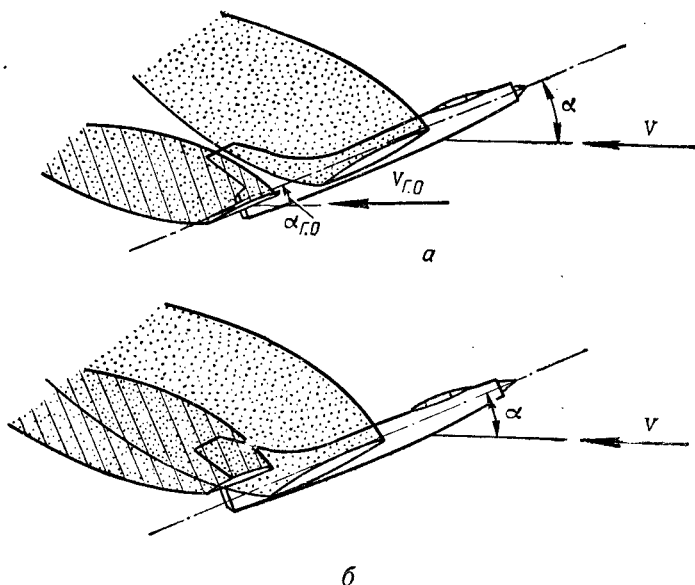


Рис. 3.2. Зависимость условий обтекания хвостового оперения при полном срыве потока от расположения этого оперения относительно крыла самолета

звуковом обтекании (сверхзвуковой полет) давление в потоке будет возрастать под влиянием скачка уплотнения.

Сверхзвуковое турбулентное течение оказывает большее сопротивление срыву потока, вызванному взаимодействием скачка уплотнения с пограничным слоем, чем ламинарное. Поэтому возникновение развитого срыва потока более вероятно при сверхзвуковом ламинарном, чем при сверхзвуковом турбулентном обтекании.

С увеличением угла атаки скачок смещается к задней кромке крыла, а интенсивность его возрастает. Если интенсивность скачка недостаточна для возникновения местного срыва (в виде пузыря), начнет утолщаться (набухать) пограничный слой, что также приведет к срыву потока, но уже у задней кромки крыла. Характер взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем весьма разнообразен и зависит от чисел M и Re , степени турбулентности потока и т. п. В общем случае с ростом числа M полета интенсивность скачка увеличивается, следовательно, усиливается и интенсивность срыва потока (при постоянном угле атаки). Это ведет к

уменьшению $\alpha_{кр}$ и $C_{y\max}$, т. е. способствует более раннему сваливанию.

Основными характеристиками сваливания являются: углы атаки (коэффициенты подъемной силы) сваливания, особенности движения самолета в начале сваливания, угловые скорости вращения и угловые ускорения (в первую очередь угловые скорости и ускорения крена и рыскания), вертикальная скорость снижения самолета в режиме.

В результате появления развившихся областей срыва потока на крыле сваливание 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 основных его вида: сваливание на нос, сваливание на крыло и сваливание по спирали.

Сваливание на нос происходит при симметричном зарождении и развитии областей срыва на правом и левом полукрыльях самолета, т. е. при симметричных (относительно плоскости симметрии самолета) потерях подъемной силы крыла. В этом случае $\alpha_c \approx \alpha_{кр}$.

Сваливание на крыло наблюдается при существенно несимметричном развитии областей срыва потока на правом и левом полукрыльях. В этом случае самолет опускает нос только после возникновения кренения, т. е. он вначале сваливается на крыло, а затем переходит на нос. Такое сваливание обычно возникает при $\alpha_c < \alpha_{кр}$. Опускание носа здесь вызывается нарушением равновесия сил по вертикали (подъемная сила становится меньше веса самолета), а также возникающим при кренении скольжением на опускающееся полукрыло (восстанавливающий аэродинамический момент рыскания, стремясь устранить скольжение, отклоняет нос самолета вниз).

Сваливание по спирали возникает в том случае, если перед выходом самолета на углы атаки, близкие к α_c , срыв на обоих полукрыльях был симметричным, а с приближением непосредственно к α_c становится несимметричным. Тогда кренение и опускание носа самолета происходят практически одновременно. При таком сваливании $\alpha_c \leq \alpha_{кр}$.

Значительно способствует выходу самолета на режим сваливания в полете на больших эксплуатационных углах атаки появление угловой скорости крена ω_{x_1} . Как видно из рис. 3.3, при вращении несущие свойства самолета ухудшаются, он раньше может выйти на критические углы атаки (при $\omega_{x_1} \neq 0$ значения критического угла атаки и коэффициента подъемной силы меньше, чем при $\omega_{x_1} = 0$). В этом случае углы атаки сечений у опускающегося полукрыла (в сторону которого происходит кренение) будут возрастать, а у поднимающегося — уменьшаться. Очевидно, что возрастающие углы атаки быстрее достигнут критических величин, а значит, и область срыва возникнет и станет интенсивно расширяться сначала

на опускающемся полукрыле. Неодновременность появления и асимметричность развития областей срыва на крыле (эти области на рисунке заштрихованы), вызванные вращением самолета, усиливают дальнейший рост углов атаки; процесс перехода в сваливание ускоряется.

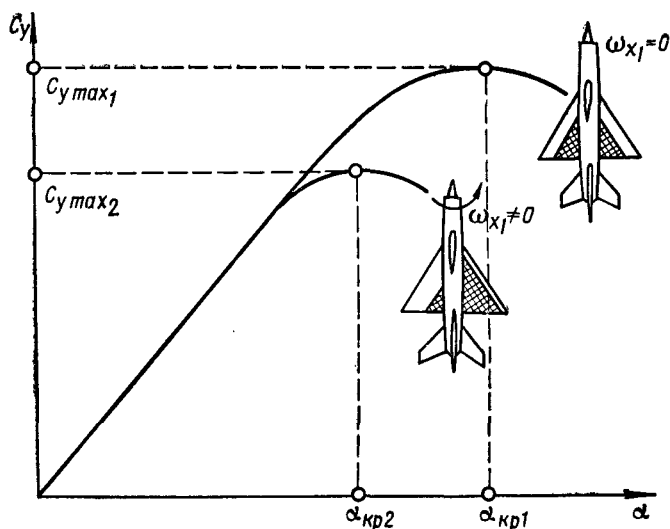


Рис. 3.3. Изменение несущих свойств крыла при вращении самолета вокруг своей продольной оси

Аналогичная картина может наблюдаться и на хвостовом оперении самолета.

По знаку угла атаки самолета перед началом сваливания различают нормальное и перевернутое сваливание. Нормальным считается сваливание, возникающее при положительных, а перевернутым — при отрицательных околукритических углах атаки крыла.

Перед нормальным сваливанием с нормального режима прямолинейного горизонтального полета летчик находится в положении «головой вверх» (относительно земной поверхности), а перед перевернутым сваливанием (с перевернутого полета) — в положении «головой вниз». Итак, в данном случае исходным режимом нормального сваливания является нормальный, а перевернутого — перевернутый полет, т. е. сваливание и режим, с которого оно происходит, одноименны.

Иногда может наблюдаться обратная картина. Так, например, сваливание в результате перетягивания ручки (выхода на положительные околукритические углы атаки) в верхней точке петли Нестерова происходит при положении летчика «головой вниз», однако это нормальное сваливание (угол атаки положительный). Точнее, это нормальное сваливание с режима перевернутого полета. В дан-

ном случае сваливание и его исходный режим будут разноименными. Но сваливание в верхней точке петли, наступившее вследствие «зависания» самолета в этой точке (выхода на отрицательные околокритические углы атаки из-за вялого, растянутого выполнения фигуры), будет называться перевернутым.

Итак, определять, является ли сваливание нормальным или перевернутым, следует только в зависимости от того, положительный или отрицательный угол атаки был у самолета перед сваливанием, а положение летчика относительно поверхности земли в исходном режиме полета во внимание не берется.

Необходимо отметить, что термин «сваливание» применим только к самолету в целом. Поэтому можно говорить, например, о срыве потока с крыла, приводящем к сваливанию самолета, но не о сваливании крыла. Объясняется это тем, что даже с чисто аэродинамической точки зрения причина сваливания выглядит гораздо сложнее и срыв потока с крыла не сам по себе вызывает сваливание. Оно возникает и потому, что при срыве происходит не только перераспределение подъемной силы по крылу, но и изменение поля скосов потока в области хвостового оперения, ухудшение условий интерференции крыла с фюзеляжем и т. п.

Характеристики сваливания на нос (симметричное сваливание) зависят от аэродинамического взаимодействия условий обтекания крыла, фюзеляжа и горизонтального оперения, а характеристики сваливания на крыло и по спирали (асимметричное сваливание) — от аэродинамики комбинации крыла, фюзеляжа, горизонтального и вертикального хвостового оперения.

Большое влияние на сваливание оказывают инерционные свойства самолета (в частности, разнос масс по самолету). Вообще же на характер сваливания могут влиять самые разнообразные конструктивно-аэродинамические и другие факторы. К основным конструктивно-аэродинамическим факторам можно отнести, например, вид крыла в плане, взаимное расположение крыла и хвостового оперения, геометрическую и жесткостную асимметрию крыла (полукрыльев) и хвостового оперения, расположение места зарождения и характер развития срыва потока, особенности исходного режима, влияние сверхзвуковой скорости и динамических высот. Среди других причин, способствующих изменению характеристик сваливания, можно назвать атмосферную турбулентность (болтанку), обледенение, влияние полетной конфигурации самолета, близости земли, а также ошибки пилотирования при использовании средств механизации, в частности, системы непосредственного управления подъемной силой.

3.2. ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНО-АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ФАКТОРОВ НА СВАЛИВАНИЕ

Самолет с прямым крылом при корневом срыве обычно сваливается на нос при резком увеличении продольной устойчивости, при срединном и концевом срывах сваливание происходит на нос

с одновременным кренением (из-за несимметричного развития областей срыва на левом и правом полукрыльях). Сваливание при конечном срыве сопровождается ухудшением или даже полной потерей поперечной управляемости (вначале падает эффективность элерона на опускающемся полукрыле, а затем — на поднимающемся).

У самолета со стреловидным крылом место расположения области срыва потока по размаху сильнее влияет на продольное движение (движение тангажа). Наиболее неблагоприятным оказывается концевой срыв, так как он может вызвать появление неустойчивости по перегрузке. На стреловидном крыле при выпуске закрылков значительно перераспределяется подъемная сила по его размаху. Обычно это сопровождается улучшением несущих свойств срединной части полукрыла и перемещением областей срыва к концам крыла. Последнее ведет к возрастанию кабрирующих, а при асимметричном срыве — и к увеличению кренящих моментов, способствующих сваливанию.

Характеристики сваливания зависят не только от места зарождения срыва потока (например, концевой или корневой срыв), но и от быстроты и характера развития областей срыва на крыле.

Срыв потока с крыла практически всегда бывает асимметричным, что приводит к появлению аэродинамических моментов крена и рыскания, ускоряющих процесс сваливания. Причинами такого срыва могут быть влияние геометрической и жесткостной асимметрии конструкции полукрыльев, возникновение скольжения или крена (угловой скорости крена), воздействие гироскопического момента ротора двигателя и др. Из всех этих причин наибольшее влияние на характеристики сваливания самолетов со стреловидными и треугольными крыльями оказывает скольжение. Сваливание таких самолетов обычно происходит по спирали. Объясняется это тем, что при большой скорости несимметричного распространения областей срыва на крыло большой стреловидности и малого удлинения начинают действовать значительные кренящие и заворачивающие аэродинамические моменты. Возникновение этих моментов является следствием неравенства значений как подъемных сил, так и сил лобового сопротивления полукрыльев при несимметричном срыве потока.

Чтобы яснее представить себе это явление, предположим, что область срыва появилась раньше на правом полукрыле. При высокой скорости распространения она быстро охватит большую часть верхней поверхности этого полукрыла (срыв станет значительным или полным), тогда как на левом полукрыле подобный процесс еще не начнется. Очевидно, что у правого полукрыла подъемная сила резко уменьшится, лобовое же сопротивление возрастет (у левого полукрыла эти аэродинамические силы еще не изменятся). Результатом такого перераспределения аэродинамической нагрузки по крылу и будет появление больших кренящего (из-за неравенства подъемных сил полукрыльев) и заворачи-

вающего (из-за неравенства сил лобового сопротивления) моментов, действующих в данном примере в сторону правого полукрыла.

Самолет со стреловидным или треугольным крылом на больших углах атаки обладает более высокой (чем самолет с прямым крылом) поперечной статической устойчивостью (в сопоставимых условиях). Поэтому при кренении самолета с таким крылом возникает значительный восстанавливающий момент, препятствующий развиту движения крена. В результате появляется тенденция к сваливанию на нос, а крены при сваливании будут заметно меньшими.

От особенностей сваливания в известной мере зависит безопасность полета. Для ее повышения еще при создании самолета стремятся получить хорошие характеристики этого режима. Хорошими считаются характеристики сваливания, если самолет:

- при сваливании опускает нос практически без кренения или с медленным кренением;
- сохраняет достаточный запас управляемости и устойчивости после сваливания (входа в сваливание);
- обладает своевременно проявляющимися и отчетливо различимыми летчиком предупреждающими признаками приближения сваливания;
- имеет приемлемые характеристики выхода из сваливания, например: надежно выводится из режима в результате применения достаточно простых методов пилотирования, при правильных действиях летчика на выводе теряет сравнительно небольшую высоту, в процессе снижения не разгоняется до скоростей (чисел M), превышающих предельно допустимую.

К факторам, обеспечивающим безопасность полета, следует отнести и сохранение работоспособности двигателей и оборудования в сваливании и при выводе из него.

Необходимо иметь в виду, что определение «хорошие характеристики сваливания» весьма условно и зависит, в частности, от типа и назначения самолета, от субъективного мнения летчика, уровня летного мастерства и т. п. Так, например, для тяжелых (транспортных и пассажирских) самолетов «хорошим» считается сваливание на нос, для маневренных самолетов — сваливание на нос или на крыло, развивающееся постепенно, в процессе которого летчик имеет возможность четко представлять и контролировать пространственное положение самолета и практически в любой момент уверенно вывести его из этого режима.

Важную роль в повышении безопасности полета играют различного рода сигнализаторы и автоматические устройства, препятствующие выходу самолета за эксплуатационные ограничения (по углам атаки и скольжения, перегрузкам и т. п.), т. е. на режим сваливания.

Режим сваливания в основном характеризуют следующие признаки:

- нелинейность протекания зависимости $C_y = f(\alpha)$ при $\alpha \geq \alpha_c$;
- ухудшение продольной статической устойчивости самолета

и эффективности горизонтального оперения (руля высоты) с ростом угла атаки;

— падение или практически полная потеря эффективности элементов;

— возникновение предупреждающих признаков приближения сваливания, например аэродинамической тряски конструкции и покачиваний с крыла на крыло, подергиваний рычагов управления;

— появление и развитие таких отклонений самолета от исходного управляемого режима полета, для парирования которых (угловых скоростей и ускорений) требуется перевод самолета на докритические углы атаки, т. е. на $\alpha < \alpha_c$.

У самолета со стреловидным крылом при сваливании ухудшается продольная статическая устойчивость по перегрузке (это может быть и на больших углах атаки еще перед сваливанием), что способствует ускорению развития режима. Иногда такой самолет становится нейтральным или даже неустойчивым по перегрузке. У самолета с прямым крылом устойчивость по перегрузке на больших углах атаки возрастает.

Следует отметить, что сваливание еще не означает неизбежного перехода самолета в штопор (если, конечно, летчик правильно и своевременно примет меры для вывода самолета из сваливания). Если же летчик допустит ошибку пилотирования при выводе из сваливания, самолет может попасть в штопор. Но штопор возникает только в том случае, если в процессе развития сваливания самолет выходит на режим самовращения (авторотации).

Послесрывное вращение самолета (вращение в сваливании, но до появления авторотации) может продолжаться вплоть до наступления глубокого сваливания. Такое же вращение может наблюдаться и непосредственно (в первые секунды) после прекращения авторотации, т. е. при выходе самолета из штопора.

Послесрывное вращение при сваливании с минимальных скоростей (статическое сваливание) как с убранными, так и с выпущенными органами механизации крыла может сопровождаться развитием дивергентного движения рыскания, которое в свою очередь может вызывать дивергентное движение крена. Появление этих движений при опущенном носе самолета, т. е. переход к снижению по крутой спирали неопытный летчик может ошибочно принять за штопор.

Послесрывное вращение при динамическом сваливании (сваливание на скорости, значительно большей минимальной при выполнении координированного вертикального маневра) может сопровождаться интенсивным развитием дивергентных движений рыскания и крена. При этом углы скольжения могут превышать 90° , крены достигать 270° , а нос самолета может резко то подниматься выше горизонта, то опускаться ниже его.

О поведении самолета при сваливании в основном можно судить по характеру протекания зависимости $C_y = f(\alpha)$ при углах атаки $\alpha \geq \alpha_c$ (рис. 3.4). Чем круче наклон этой кривой, тем резче происходит сваливание и тем вероятней кренение самолета. По ха-

рактору протекания в области околоскритических и близких к ним закритических углов атаки кривые $C_y = f(\alpha)$ дозвуковых и сверхзвуковых самолетов существенно различаются. Для кривой $C_y = f(\alpha)$ дозвукового самолета характерны четко выраженный максимум C_y и интенсивное изменение этого коэффициента при переходе к закритическим углам атаки, для кривой $C_y = f(\alpha)$ сверхзву-

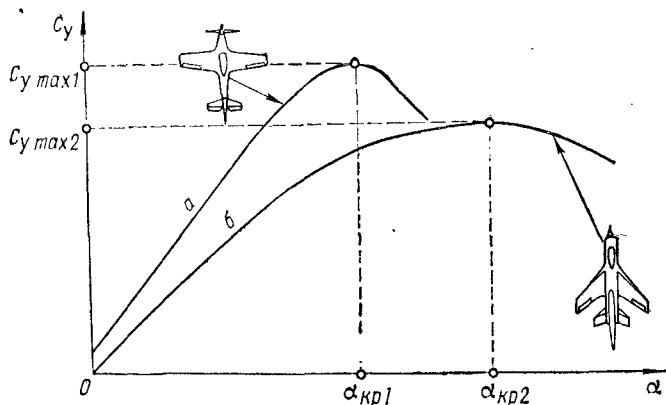


Рис. 3.4. Типичное протекание зависимости $C_y = f(\alpha)$ у дозвукового (а) и сверхзвукового (б) самолетов

кового самолета — плавное протекание в области максимума C_y : в широком диапазоне околоскритических углов атаки значения C_y мало отличаются от $C_{y_{max}}$. Эта особенность протекания зависимости $C_y = f(\alpha)$ и меньшие (чем у дозвукового самолета) величины $C_{y_{max}}$ объясняются в основном тем, что у сверхзвукового самолета сравнительно малые удлинение и относительная толщина стреловидного крыла и более острая его передняя кромка. На таком крыле значительно раньше (на значительно меньших углах атаки, чем у крыла большого удлинения) возникают области турбулентного потока, затягивающего начало развития срыва на большие углы атаки. Кроме того, на стреловидном крыле малого удлинения меньше и пики разрежения на его верхней поверхности. Поэтому при появлении развитых областей срыва потока пики разрежения сглаживаются и перепад давления (изменение результирующей аэродинамической силы крыла) оказывается меньшим и происходит плавнее, чем у крыла большого удлинения.

Таким образом, из сравнения кривых $C_y = f(\alpha)$ видно, что сваливание сверхзвукового самолета происходит плавнее, чем дозвукового самолета с прямым крылом.

Влияние формы крыла в плане на положение места зарождения области срыва потока на крыле (в сопоставимых условиях) при выходе на большие углы атаки показано на рис. 3.5. Из рисунка видно, что с увеличением сужения и стреловидности крыла место зарождения срыва смещается к концам крыла. Объясняется

это тем, что у стреловидного крыла (при отсутствии аэродинамических гребней, крутки крыла и т. п.) на больших углах атаки возникает перетекание пограничного слоя вдоль крыла — от корневой его части к концам, особенно вблизи задней кромки. Это приводит к утолщению (набуханию) турбулентного пограничного слоя вблизи концов, что способствует появлению концевой срыва.

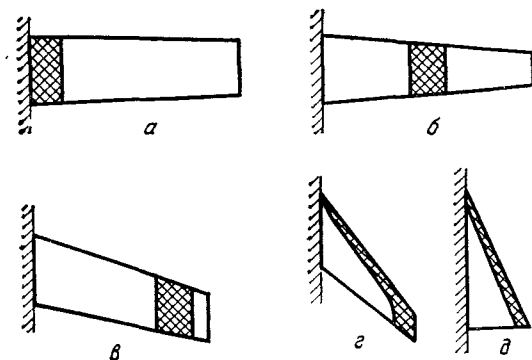


Рис. 3.5. Изменение положения области зарождения срыва потока (показана клетчатой штриховкой) в зависимости от формы крыла в плане: *а* — нестреловидное (трапецевидное) крыло большого удлинения λ и малого сужения τ ; *б* — нестреловидное (трапецевидное) крыло с большими λ и τ ; *в* — стреловидное крыло с малыми углом стреловидности χ и сужением, большим λ ; *г* — стреловидное крыло с большим углом χ и удлинением и малым τ ; *д* — треугольное крыло малого удлинения с большим углом χ и закругленной передней кромкой

Величина угла стреловидности влияет и на картину обтекания (аэродинамический спектр) крыла при срыве, а следовательно, и на характер сваливания. Как видно из рис. 3.6, в спектре при угле стреловидности $\chi = 40^\circ$ струйки или линии тока в концевой части полукрыла, поворачиваясь против набегающего потока, образуют вихревое течение, занимающее значительную поверхность полукрыла. При угле стреловидности $\chi = 60^\circ$ линии тока в спектре становятся извилистыми, часть струек отклоняется к концу полукрыла, но завихрений не возникает. Это связано, видимо, с формированием на передней кромке крыла сравнительно устойчивого вихря, за которым сохраняется область относительно безотрывного обтекания.

Аэродинамические характеристики самолета при больших углах атаки могут существенно зависеть также и от высоты расположения горизонтального оперения относительно плоскости хорд крыла и удаленности его от задней кромки крыла. Как уже отмечалось, развитие срыва потока на верхней поверхности крыла значительно уменьшает скос потока за крылом. Расположение горизонтального оперения ниже плоскости хорд крыла несколько улуч-

шает продольную устойчивость самолета (уменьшается отрицательная подъемная сила горизонтального оперения), вызывая появление восстанавливающих пикирующих моментов (аналогичный эффект достигается приданием горизонтальному оперению отрицательного поперечного V ; это как бы делает его расположенным

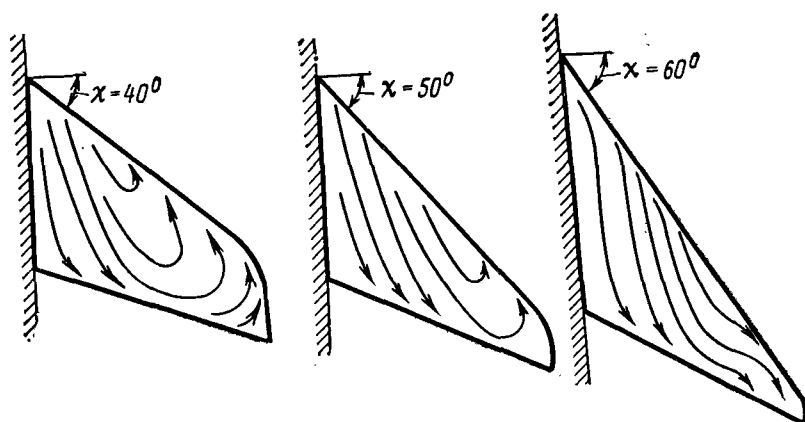


Рис. 3.6. Влияние угла стреловидности крыла на спектр обтекания при срыве потока

ниже крыла). При расположении горизонтального оперения выше плоскости хорд уменьшение скоса потока за крылом приводит к возникновению дополнительных кабрирующих моментов.

Итак, на крыле с большими углом стреловидности и сужением, малым удлинением при сравнительно малых углах атаки появляется концевой срыв. С увеличением угла атаки область срыва, разрастаясь, распространяется вдоль передней кромки к корневой части (вершине) крыла. При больших углах атаки вдоль передней кромки в области срыва образуется вихревое течение — вихревая пелена, которая свертывается в спиральные вихревые жгуты. Воздушный поток перетекает через эти вихри, и за ними обтекание становится безотрывным. Положение вихревых жгутов зависит от угла скольжения. Эти вихри при больших углах атаки в значительной степени влияют на аэродинамические характеристики крыла.

У тонкого треугольного крыла малого удлинения, имеющего острую переднюю кромку с большим углом стреловидности, срыв потока начинается сразу по всей его передней кромке (рис. 3.7). На дозвуковых скоростях полета такой срыв обычно появляется при очень малых углах атаки, на сверхзвуковых — при углах атаки $15\text{--}20^\circ$. В области срыва формируется вихревое течение. У вершины крыла образуются две спиральные вихревые пелены высокой интенсивности, простирающиеся по потоку вдоль всей перед-

ней кромки крыла. Эти спиральные вихри, расширяясь по мере приближения к основанию (задней кромке) крыла, принимают форму, близкую к конической. Поэтому они и называются коническими или спиральными вихрями.

Конические вихри, образовавшиеся в результате свертывания вихревой пелены, сходящей с передней кромки, называются первичными или основными (рис. 3.7). Конические вихри, ядра которых расположены ниже ядер первичных вихрей и ближе к передней кромке, называются вторичными (на рисунке ядра вихрей обозначены точками). Вторичные вихри (вторичный срыв) индуцируются основными вихрями. Они значительно меньше по размерам и имеют вращение, противоположное вращению первичных вихрей. С увеличением угла атаки давление в центре вихревого течения и над крылом заметно понижается. Начиная с некоторого угла атаки вихревое течение разрушается — наступает полный срыв. Резкое изменение характера обтекания объясняется переходом неустойчивого ламинарного течения в устойчивое турбулентное и расширением зоны турбулентности. Такой переход сопровождается значительными пульсациями давления над крылом, появлением кабрирующих моментов, изменением поперечной статической устойчивости и эффективности органов поперечного управления. Если после разрушения вихревого течения происходит быстрое расширение вихревого жгута (последнее, правда, более свойственно крыльям с S-образной передней кромкой), то в результате могут возникать значительные кабрирующие моменты, приводящие к выходу самолета на весьма большие закритические углы атаки, т. е. к сваливанию.

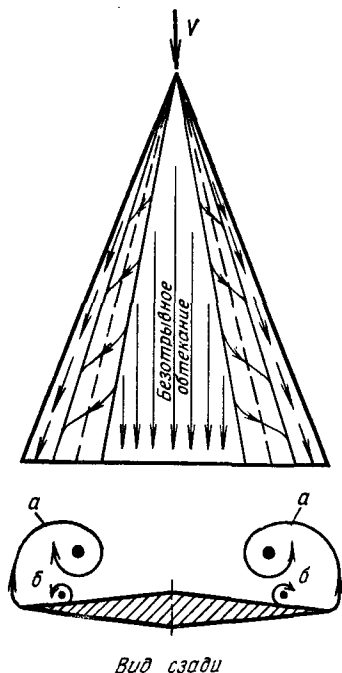


Рис. 3.7. Характер обтекания тонкого треугольного крыла большой стреловидности:

a — первичные вихри; *б* — вторичные вихри

Вид сзади

У крыла с изменяемой в полете стреловидностью (рис. 3.8) несущие свойства значительно изменяются в зависимости от положения крыла. Изменяются и его геометрические характеристики, например, размах, удлинение, относительная толщина и площадь крыла уменьшаются с увеличением угла стреловидности. Угол стреловидности влияет также на кривизну и крутку крыла. Существует важная закономерность: при малых углах стреловидности (большое удлинение) несущие свойства крыла в основном опре-

деляются характеристиками его профилей, а при больших (малое удлинение) — формой крыла в плане. С переходом крыла от развернутого положения (минимальный угол стреловидности) к положению, соответствующему полному отклонению (максимальный

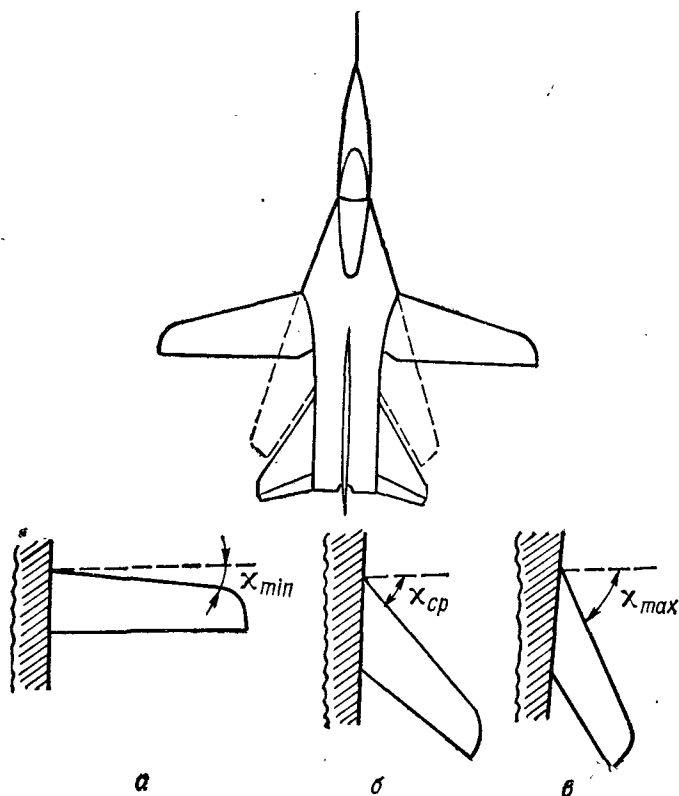


Рис. 3.8. Самолет с крылом изменяемой в полете стреловидности и положения крыла:

a — крыло развернуто полностью; *б* — крыло в промежуточном положении; *в* — крыло полностью отклонено назад

угол стреловидности), существенно уменьшается $C_{y_{max}}$ крыла и в первую очередь в результате уменьшения его удлинения. Уменьшается при этом и C_{y_c} . Сказанное подтверждается примером влияния удлинения крыла на зависимость $C_y = f(\alpha)$ и угла стреловидности на C_{y_c} у самолета с крылом изменяемой геометрии, приведенным на рис. 3.9 (здесь удлинение λ_1 соответствует наименьшему углу стреловидности, т. е. полностью развернутому крылу, а λ_3 — максимальному углу χ , т. е. крылу, полностью отклоненному назад). Данный пример говорит о том, что с увеличением угла стреловидности

несущие свойства крыла существенно ухудшаются ($C_{y \max 1} \gg \gg C_{y \max 3}$); уменьшение $C_{y \epsilon}$ становится наиболее заметным начиная с угла стреловидности $\chi \approx 45^\circ$. Следовательно, у самолета с крылом изменяемой геометрии на больших углах атаки с увеличе-

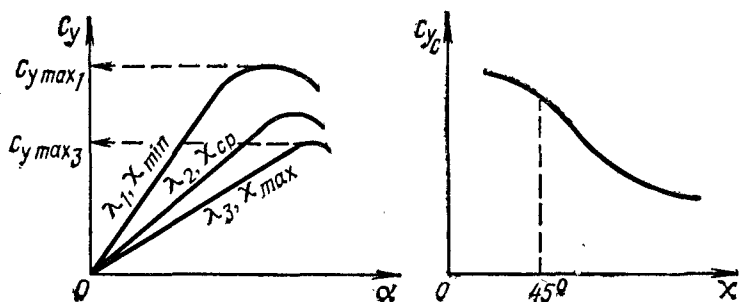


Рис. 3.9. Влияние удлинения и угла стреловидности крыла с изменяемой в полете геометрии на его несущие свойства ($\lambda_1 \gg \lambda_2 > \lambda_3$)

нием угла стреловидности вероятность выхода на режим сваливания возрастает.

3.3. ВЛИЯНИЕ ИСХОДНОГО РЕЖИМА ПОЛЕТА НА СВАЛИВАНИЕ

3.3.1. Влияние интенсивности маневра

Сваливание самолета при резком маневрировании (например, во время воздушного боя) происходит значительно быстрее, чем при плавном. Чем резче сваливание, тем оно опасней (несмотря на то, что $C_{y \epsilon}$ так же, как и $C_{y \max}$, возрастает с увеличением угла атаки): при быстром сваливании у летчика остается мало времени для парирования сваливания, кроме того, в этом случае самолет неожиданно оказывается в непривычном для летчика пространственном положении (недопустимом в условиях нормальной летной эксплуатации). Резкость сваливания, т. е. интенсивность протекания произвольного движения самолета при $\alpha \geq \alpha_c$ в начальный период этого движения в основном зависит от достигнутых при маневре максимальных абсолютных величин углового ускорения крена $\epsilon_{x \max}$ и угловой скорости крена $\omega_{x \max}$. На характер сваливания могут также влиять и максимальные абсолютные значения угловой скорости рыскания $\omega_{y \max}$ и углового ускорения рыскания $\epsilon_{y \max}$. В некоторых случаях, в частности при неустойчивости по перегрузке, весьма сильное влияние на протекание сваливания могут оказывать угловая скорость крена и угловое ускорение тангажа. Сравнение осредненных абсолютных величин $\omega_{x \max}$ и $\epsilon_{x \max}$ показывает, что при сходных условиях у современных сверхзвуковых самолетов сваливание протекает медленней, чем у до-

звуковых. Так, например, при сваливании с высоты примерно 8 км на сверхзвуковом самолете МиГ-21 были получены $\omega_{x \max} \approx 0,5$ рад/с и $\epsilon_{x \max} \approx 0,38$ рад/с², а на дозвуковом самолете МиГ-15 — $\omega_{x \max} \approx 1,0$ рад/с и $\epsilon_{x \max} \approx 0,65$ рад/с². Как уже указывалось, объясняется это в основном тем, что у сверхзвуковых самолетов (по сравнению с дозвуковыми), во-первых, плавнее протекает зависимость $C_y = f(\alpha)$ в районе максимума и, во-вторых, при вращении самолета на больших углах атаки преобладает воздействие инерционных моментов, и особенно моментов рыскания и тангажа. Последние и тормозят развитие движения крена, т. е. уменьшают угловую скорость и ускорение крена, вызванные аэродинамическими моментами.

Если кривая $C_y = f(\alpha)$ имеет пологий максимум, то при выходе самолета в процессе плавного торможения в режиме прямолинейного горизонтального координированного полета на околоскритические углы атаки может получиться так, что с дальнейшим ростом α будет увеличиваться только лобовое сопротивление, а подъемная сила станет уменьшаться и окажется меньше веса самолета — возникнет отрицательное вертикальное ускорение и начнется **парашютирование**. Если самолет при таких углах атаки устойчив по перегрузке, т. е. на него действует аэродинамический момент на пикирование, он будет опускать нос, т. е. уменьшать угол тангажа θ . При этом летчику может показаться, что самолет сам стремится выйти на докритический режим (без отклонения ручки управления от себя). И если в этом случае он не отдаст энергично ручку управления от себя, а увеличение угла атаки будет продолжаться (вследствие преобладающего воздействия отрицательного вертикального ускорения влияние аэродинамического пикирующего момента будет слабее), самолет легко может выйти на большие закритические углы атаки, т. е. на сваливание. На рис. 3.10 показано, как при парашютировании, несмотря на уменьшение угла тангажа, угол атаки увеличивается, возрастает и угол наклона траектории.

Итак, общая аэродинамическая картина движения самолета в процессе сваливания выглядит следующим образом. С увеличением угла атаки до $\alpha_{кр}$ самолет выходит на $C_{y \max}$, при дальнейшем росте угла атаки коэффициент подъемной силы уменьшается. Как только подъемная сила станет меньше веса — самолет перейдет в режим снижения. В самом начале снижения, пока еще действует импульс от аэродинамического кабрирующего момента, вызвавшего увеличение угла атаки, одновременно с углом атаки возрастают угол наклона траектории и угол тангажа самолета. Чем резче самолет выходит на большие углы атаки, тем позже начинается снижение (на больших углах атаки), но оно интенсивней протекает (быстрее развивается срыв). При нарушении продольной балансировки в процессе снижения обычно возникает пикирующий момент — самолет начинает опускать нос и угол тангажа уменьшается. С увеличением угла атаки лобовое сопротивление растет, а скорость уменьшается. Это способствует увеличению кру-

тизны траектории снижения самолета. В начале сваливания быстрее уменьшается подъемная сила (C_y) и преобладающее влияние на самолет оказывает кабрирующий аэродинамический момент. Скорость же с ростом лобового сопротивления (C_x) падает медленней. По мере дальнейшего падения скорости уменьшение подъемной силы ускоряется. С увеличением околокритических углов атаки начинается очень быстрое увеличение лобового сопро-

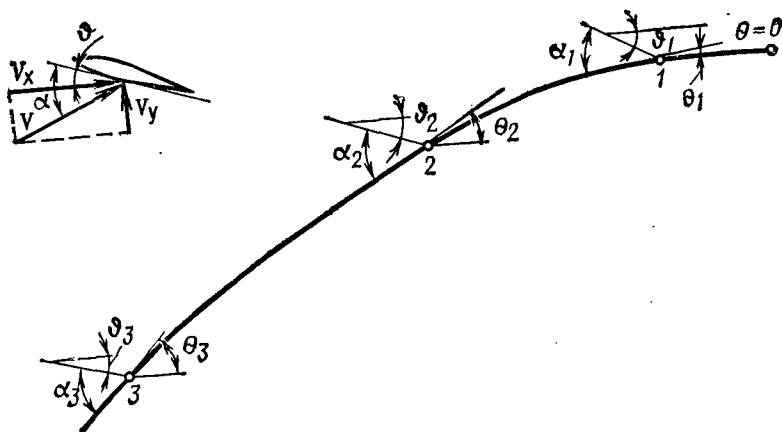


Рис. 3.10. Изменения углов атаки α , тангажа θ и наклона траектории θ при парашютировании самолета ($\alpha_1 < \alpha_2 < \alpha_3$, $\theta_1 > \theta_2 > \theta_3$, $|\theta_1| < |\theta_2| < |\theta_3|$)

тивления, а рост подъемной силы будет замедляться еще до выхода на $C_{y \max}$. В результате самолет начнет снижаться и сваливание наступит уже только в процессе снижения.

Различают скорости сваливания при $n_{y_i} = 1$ и минимальную. Скорость сваливания при $n_{y_i} = 1$ — это скорость самолета в момент начала сваливания с исходного режима прямолинейного горизонтального полета (иногда условно за эту скорость принимают скорость начала парашютирования, если снижение возникает раньше сваливания). По выходе на эту скорость самолет обычно продолжает тормозиться (из-за роста лобового сопротивления) до тех пор, пока не достигнет минимальной скорости сваливания — наименьшей скорости в режиме сваливания. По достижении минимальной скорости сваливания торможение (происходившее из-за увеличения лобового сопротивления) прекращается. Под воздействием составляющей силы веса, направленной в сторону движения самолета по траектории снижения (возникшего в результате опускания носа самолета под влиянием аэродинамического пикирующего момента), скорость начнет нарастать. В значительной степени характер такого движения зависит от разности масс по самолету.

Сваливание сверхзвукового самолета с режима парашютирования обычно происходит на нос. Если же при этом возникают достаточно большие моменты на пикирование, то самолет может сам, без вмешательства летчика, уменьшить углы атаки, разогнаться и выйти из сваливания (начать пикирование).

Весьма резко и со значительными колебаниями протекает сваливание у многодвигательных самолетов при отказе критического двигателя. Особенно резким может быть сваливание в результате воздействия очень сильной взрывной (ударной) волны.

У самолета с крылом большой стреловидности, не имеющем противосрывных устройств, в результате срыва потока на концах крыла, находящихся далеко сзади центра тяжести самолета, точка приложения результирующей аэродинамической силы может сместиться вперед настолько, что она окажется впереди этого центра. В этом случае на больших углах атаки появится неустойчивость по перегрузке — самолет начнет произвольно кабрировать с большими угловыми скоростью и ускорением тангажа и может быстро выйти на режим сваливания.

3.3.2. Влияние параметров исходного режима

Характеристики сваливания могут значительно изменяться в зависимости от параметров исходного режима. К основным параметрам, определяющим условия движения самолета в исходном режиме, относятся скорость (число M), высота полета и нормальная перегрузка.

В зависимости от параметров исходного режима все режимы сваливания могут быть разделены на три вида:

1) режим сваливания с минимальной или близкой к ней скорости прямолинейного горизонтального координированного полета — статическое сваливание ($V_{пр} \approx V_{min}$, угол $\beta = 0$);

2) режим сваливания с координированного вертикального маневра — динамическое сваливание ($V_{пр} \gg V_{min}$, $\beta = 0$);

3) режим сваливания с произвольного пространственного маневра при больших приборных скоростях, в общем случае — это сваливание при наличии скольжения и вращения самолета, т. е. сваливание с некоординированного маневра ($V_{пр} \gg V_{min}$, $\beta \neq 0$).

Сваливание первого вида (исходная перегрузка $n_{y_i} = 1$) может наступить в результате плавного торможения до выхода самолета на минимальную скорость (на C_{y_c}) при достаточно медленном отклонении ручки управления на себя. Такой процесс называется потерей скорости. В этом случае руль направления и элероны находятся в исходном балансирующем положении и отклоняются только для парирования крена или разворота (при выходе самолета на большие углы атаки). При данном виде сваливания сверхзвуковой самолет обычно самопроизвольно в штопор не входит, а при отклонении ручки управления от себя до ней-

трального или близкого к нему положения сразу переходит в пикирование, возвращаясь на эксплуатационные углы атаки, и управляемость его восстанавливается полностью.

Некоторые сверхзвуковые самолеты не сваливаются даже при ручке управления, полностью отклоненной на себя (исходный режим — горизонтальный координированный полет, $V_{пр} \approx V_{min}$). Но если появляется скольжение, сваливание в этом случае происходит при существенно меньших углах атаки, протекает более резко и, как правило, сопровождается переходом самолета в штопор.

Пример протекания статического сваливания показан на рис. 3.11. Из графика видно, что сваливание произошло при взятии ручки на себя (угол отклонения руля высоты $\delta_v < 0$) и отсутствии скольжения (боковая перегрузка $n_{z_1} = 0$). В момент возникновения сваливания самолет начал движение по спирали, разворачиваясь влево (угловая скорость рыскания $\omega_{y_1} > 0$) с одновременным креном на левое крыло (угловая скорость крена $\omega_{x_1} < 0$). Все это происходило несмотря на то, что летчик дал правую ногу (угол отклонения руля направления $\delta_n > 0$) и отклонил ручку управления вправо (угол отклонения правого элерона $\delta_e < 0$). Нормальная перегрузка стала возрастать с начала отклонения ручки на себя (непосредственно перед сваливанием). Но из-за малой скорости полета ($V_{пр} \approx 250$ км/ч) она увеличилась всего на $\Delta n_{y_1} \approx 0,2$ (при $t \approx 6$ с), тогда как отклонение руля высоты (ручки на себя) возросло на $\Delta \delta_v \approx -10^\circ$. Отдача ручки от себя (при $t \approx 8$ с) сразу же вызвала опускание носа самолета (угловая скорость тангажа $\omega_{z_1} \approx -0,15$ рад/с) и уменьшение нормальной перегрузки (несмотря на рост скорости полета). При $t \approx 8,5$ с летчик возвратил руль высоты в исходное балансировочное положение. Примерно через 1,5 с после этого самолет вышел из сваливания (при $t \approx 10$ с). В процессе сваливания потеряно около 300 м высоты и достигнуты $\omega_{x \max} \approx -0,4$ рад/с и $\omega_{y \max} \approx 0,25$ рад/с.

Сваливание второго вида — с координированного вертикального маневра без скольжения при $V_{пр} \gg V_{min}$ (динамическое сваливание) — происходит значительно резче, чем при потере скорости (при сваливании первого вида — с горизонтального полета при $V_{пр} \approx V_{min}$ и $\beta = 0$). Объясняется это большими аэродинамическими силами и моментами, действующими на самолет при больших приборных скоростях (скоростных напорах) полета. Такое сваливание может возникнуть, в частности, из-за перетягивания ручки управления при нейтральном (исходном балансировочном) положении руля направления и элеронов. Пример динамического сваливания приведен на рис. 3.12 (относится к тому же самолету, что и предыдущий пример). В данном случае сваливание произошло на $V_{пр} \approx 500$ км/ч при боковой перегрузке $n_{z_1} = 0$. Нормальная перегрузка при сваливании возросла уже на $\Delta n_{y_1} > 3$, в процессе сваливания были достигнуты $\omega_{x \max} \approx 1,3$ рад/с и

$\omega_y \max \approx -0,8$ рад/с. Сваливание привело к переходу самолета в штопор (с момента $t \approx 19$ с).

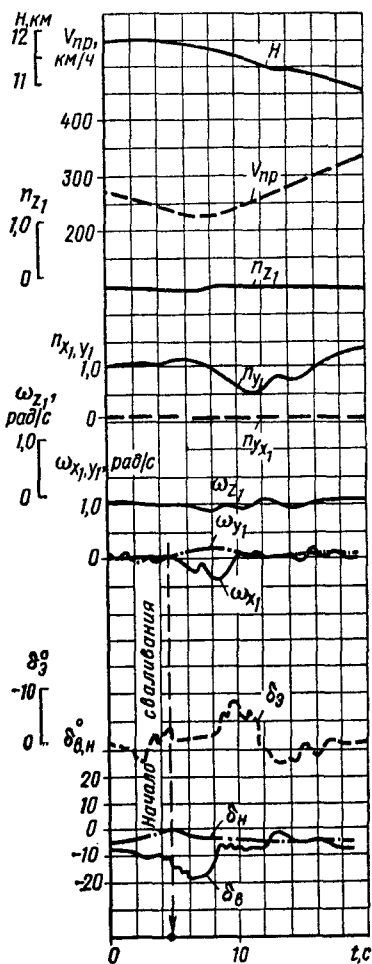


Рис. 3.11. Сваливание с режима прямолинейного горизонтального координированного (без скольжения) полета в результате потери скорости

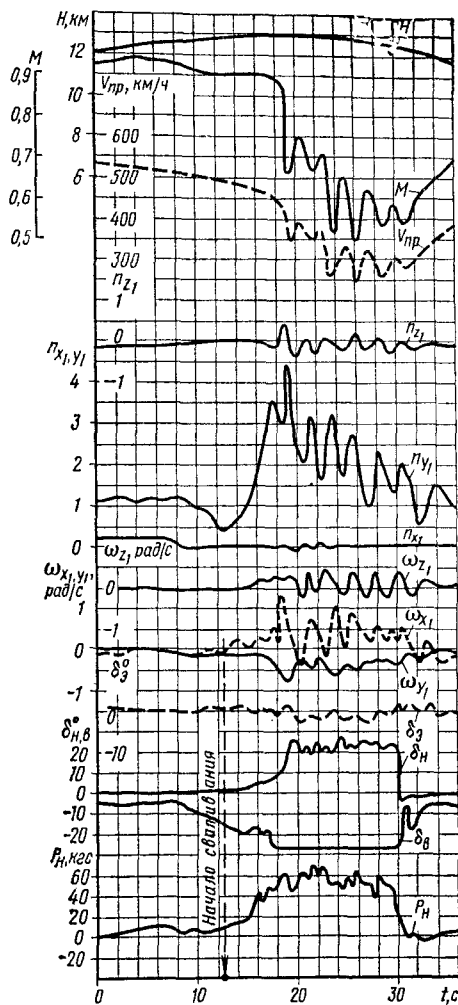


Рис. 3.12. Сваливание с вертикального маневра

При выходе на большие углы атаки у некоторых самолетов возникает предупреждающая аэродинамическая тряска или покачивания с крыла на крыло. Эти явления служат надежным признаком, по которому летчик может судить о приближении режима сваливания.

Чем больше исходная приборная скорость (число M) сваливания, т. е. чем больше высота полета при той же приборной скорости сваливания, тем раньше (на меньших углах атаки) возникает предупреждающая аэродинамическая тряска и тем она интенсивнее. У сверхзвуковых самолетов перед сваливанием с малых скоростей (чисел M) предупреждающая тряска обычно не возникает, а при сваливании с околозвуковых скоростей она весьма значительна. Предупреждающая тряска у сверхзвукового самолета проявляется слабее, чем у дозвукового (при одинаковом исходном режиме полета), так как у первого ниже интенсивность пульсаций давления при срыве потока (крыло малого удлинения) и жестче конструкция крыла. Сильная тряска возникает при совпадении частот пульсаций давления при срыве (аэродинамических пульсаций) и изгибных колебаний крыла.

У современного сверхзвукового самолета со стреловидным и особенно с треугольным крылом при увеличении угла атаки предупреждающая тряска на сравнительно больших числах M появляется, как правило, задолго до сваливания. Но несмотря на это, иногда можно продолжать увеличение угла атаки и после выхода на угол атаки начала тряски α_t (не допуская, однако, опасного приближения к углу атаки сваливания α_c), так как еще остается запас по углу атаки ($\alpha_t < \alpha_{доп}$), т. е. тряска возникла на эксплуатационном режиме полета. Если в этом случае ограничиться достижением α_t , маневренные возможности самолета значительно сужаются. У некоторых же само-

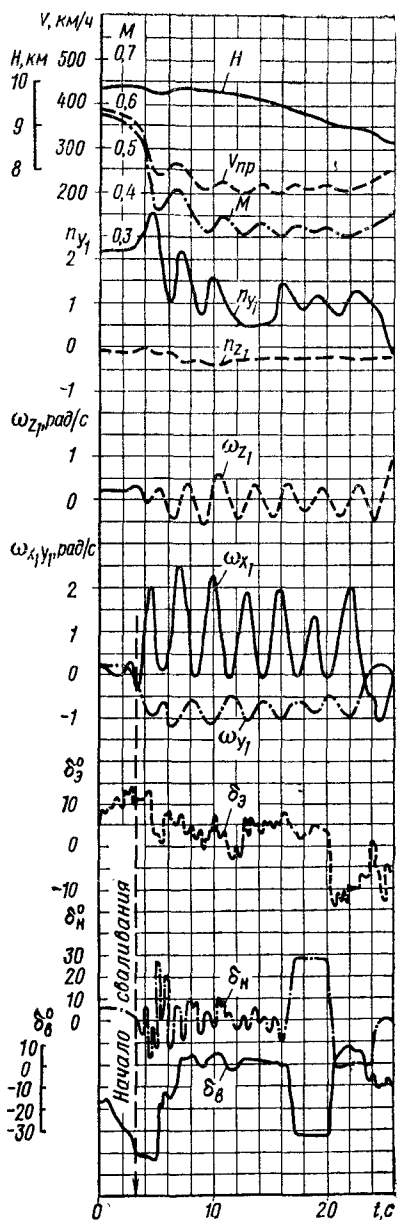


Рис. 3.13. Сваливание с левого не-координированного виража

летов еще до выхода на α_T возникают нежелательные явления в поведении и пилотировании (непроизвольное дивергентное движение рыскания и т. п.). Тогда выбирается $\alpha_{\text{доп}} \ll \alpha_T$. Для самолетов, у которых предупреждающая тряска проявляется своевременно и достаточно интенсивно (ощутимо для летчика), принимается $\alpha_{\text{доп}} = \alpha_T$ (это, естественно, наиболее приемлемый вариант).

Самым резким и неравномерным является третий вид сваливания — с больших приборных скоростей при наличии скольжения и вращения самолета (некоординированный маневр). В качестве примера такого режима можно привести сваливание с левого виража из-за перетягивания ручки при внутреннем скольжении, т. е. при скольжении на левое, внутреннее, полукрыло. В этом случае, т. е. при внутреннем скольжении, эффективная стреловидность у левого полукрыла уменьшится, а у правого — возрастет. Тогда подъемная сила у левого полукрыла увеличится, у правого же, наоборот, уменьшится. В результате быстрого перераспределения подъемной силы по крылу самолет начнет вращаться (крениться) вправо, т. е. направление вращения изменится и произойдет резкое сваливание уже на наружное (в данном примере — на правое) полукрыло.

В приведенном на рис. 3.13 примере показано сваливание с левого виража из-за внутреннего скольжения и перетягивания ручки. Сваливание произошло на $V_{\text{пр}} \approx 350$ км/ч. Оно протекало очень неравномерно, с большими колебаниями самолета. Так, например, угловая скорость крена ω_x , при входе в сваливание изменялась с $+0,3$ до $-0,3$ рад/с примерно за секунду, т. е. угловое ускорение крена достигало $0,6$ рад/с², при этом были получены максимальные угловые скорости крена $\omega_{x \text{ max}} \approx 2,0$ рад/с и рыскания $\omega_y \text{ max} \approx 1,0$ рад/с.

Таким образом, сваливание с виража в результате перетягивания ручки управления при скольжении носит резко выраженный колебательный характер и происходит с переменной направленности вращения самолета. Если самолет после этого попадает в штопор, то направление штопора оказывается обратным направлению виража.

Сваливание с некоординированного маневра, выполняемого на большой $V_{\text{пр}}$, протекает тем резче и неравномернее, чем быстрее и на большую величину в единицу времени будут изменяться скорость, углы атаки и скольжения и другие параметры полета.

3.4. ОСОБЕННОСТИ СВАЛИВАНИЯ НА БОЛЬШОЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ СКОРОСТИ И ДИНАМИЧЕСКИХ ВЫСОТАХ

Современные сверхзвуковые самолеты могут сваливаться и на больших сверхзвуковых скоростях (числах M) полета. В некоторых случаях сваливание возможно и на таких сверхзвуковых числах M , при которых полное отклонение ручки управления на себя

в установившемся прямолинейном координированном полете балансирует самолет только при значениях $C_y \ll C_{yc}$. Иными словами, при числах $M \gg 1$ даже полное взятие ручки управления на себя (полное отклонение руля высоты вверх) приводит к выходу самолета на $\alpha \ll \alpha_c$. Объясняется это падением эффективности продольного управления на таких числах M полета.

Сваливание самолета на больших сверхзвуковых скоростях (числах $M \gg 1$) происходит в основном из-за ухудшения путевой статической устойчивости. Поэтому, во-первых, возможно развитие интенсивного движения рыскания с большими углами скольжения; тогда в результате несимметричности срыва сваливание может наступить при $C_y \ll C_{yc}$, соответствующего полету без скольжения ($\beta=0$). Такое сваливание сопровождается резким усилением дивергентного движения рыскания и протекает настолько интенсивно, что летчику иногда не удается парировать не только развитие режима, но и последующий произвольный переход самолета в штопор. Во-вторых, из-за падения путевой статической устойчивости сильнее проявляется взаимодействие продольного и бокового движений самолета. В результате такого взаимодействия могут возникать значительные «забросы» перегрузки с выходом самолета на n_{yc} . В этом случае сваливание обычно протекает с очень неравномерными колебаниями самолета по тангажу и рысканию и, как следствие, с большими и резкими изменениями нормальной и боковой перегрузок. Оно также, как правило, заканчивается произвольным переходом самолета в штопор.

Сваливание на динамических высотах более вероятно, чем на высотах ниже статического потолка, главным образом вследствие влияния интенсивного торможения в процессе набора высоты горкой и резкого уменьшения аэродинамического демпфирования (когда нет автоматической стабилизации самолета).

При подходе к сваливанию на динамическом потолке колебания самолета (особенно покачивания с крыла на крыло) заметно возрастают и возникают значительно раньше начала сваливания, т. е. на больших приборных скоростях, а сам режим протекает обычно менее резко, чем на высотах ниже статического потолка. Это объясняется тем, что на больших высотах вследствие низкой плотности воздуха очень малы аэродинамические моменты авторотации и демпфирования.

Сваливание с динамического потолка (с динамических высот), как и с любой другой высоты, может заканчиваться попаданием самолета в штопор. Но в этом случае вывод самолета из штопора сопровождается очень большой потерей высоты (объясняется это в основном малой эффективностью рулей на динамических высотах). С точки зрения запаса высоты указанное обстоятельство особого значения не имеет (большие высоты). Однако длительное пребывание под воздействием весьма неравномерного вращения самолета ухудшает самочувствие летчика, а также условия для работы и ведения пространственной ориентировки. Поэтому, что-

бы избежать сваливания при полетах на динамических высотах (динамическом потолке), от летчика требуется высокая точность пилотирования.

К основным причинам сваливания самолета с динамических высот относятся:

- 1) потеря устойчивости под влиянием инерционного и аэродинамического взаимодействия продольного и бокового движений;
- 2) движение рыскания, вызываемое действием гироскопического момента от ротора двигателя при возникновении угловой скорости тангажа;
- 3) неустойчивость самолета по перегрузке на больших углах атаки.

Как уже указывалось (в первой главе), полет на динамическом потолке и близких к нему высотах происходит при весьма малых приборных скоростях (скоростных напорах). В этих условиях падает эффективность рулей и ухудшаются характеристики устойчивости самолета. Поэтому для повышения безопасности приходится полет на таких высотах совершать с относительно малыми углами атаки, при которых нормальная перегрузка обычно бывает близка или даже равна нулю. Следовательно, будут малыми и действующие на самолет аэродинамические силы и моменты, а отсюда и их влияние на динамику полета будет сказываться значительно слабее, чем на высотах ниже динамических. Кроме того, на динамических высотах преобладает влияние инерционных сил и моментов. Таким образом, вполне очевидно, что на динамических высотах и особенно вблизи вершины горки, выполняемой для выхода на эти высоты, увеличение угла атаки практически не скажется на крутизне траектории полета (она, по существу, представляет собой баллистическую кривую), т. е. выигрыша в высоте не даст, а может лишь способствовать возникновению сваливания.

Итак, на динамических высотах инерционные силы и моменты оказывают преобладающее (по отношению к аэродинамическим силам и моментам) влияние. Однако вследствие малых угловых скоростей вращения самолета, которые можно создать на этих высотах (особенно в верхней части горки), влияние инерционных моментов на динамику полета может проявиться слабее влияния гироскопического момента от ротора двигателя. Тогда при создании даже сравнительно небольшой угловой скорости тангажа скажется преобладающее действие гироскопического момента рыскания (обороты ротора сохраняются высокими и при работе двигателя на режимах малого газа и авторотации). Это вызовет появление такой угловой скорости рыскания, при которой возникнет достаточно сильное гироскопическое взаимодействие продольного и бокового движений самолета. Последнее и приведет к выходу самолета на режим сваливания.

Сваливанию с динамических высот способствует также скольжение, создаваемое гироскопическим моментом рыскания, и слабое затухание свободных продольных и боковых колебаний самолета (как уже говорилось, на этих высотах самолет «неплотно си-

дит в воздухе»). Любое внешнее возмущение вызывает здесь появление долго не затухающих колебаний самолета с большими амплитудами.

Из вышеизложенного известно, что если у самолета на больших углах атаки возникает неустойчивость по перегрузке, то при выходе на эти углы атаки под воздействием созданного рулем высоты продольного аэродинамического момента (угловой скорости тангажа) самолет начинает самопроизвольно увеличивать нормальную перегрузку, т. е. интенсивно кабрировать. Такое движение может развиваться весьма быстро и на динамических высотах, чему способствует и дополнительное воздействие гироскопического и инерционного моментов (даже при сравнительно небольшой начальной угловой скорости тангажа). Выход самолета на сваливание ускоряется.

3.5. СВАЛИВАНИЕ В БОЛТАНКУ И ПРИ ОБЛЕДЕНЕНИИ

При интенсивной атмосферной турбулентности (болтанке) чем больше скорость полета и скорость вертикального порыва (потока воздуха), тем большие знакопеременные перегрузки испытывает самолет. При определенных условиях это может привести к выходу самолета на режим сваливания, а иногда даже и к разрушению конструкции. Хотя «забросы» перегрузки обычно бывают весьма кратковременными, а вероятность попадания самолета в очень сильную турбулентность невелика, все же для обеспечения безопасности полета в таких условиях принимаются соответствующие меры. С этой целью, в частности, для тяжелых самолетов устанавливают предельную скорость полета в турбулентной атмосфере $V_{\text{пред. турб}}$, при которой в случае воздействия вертикального порыва заданной (расчетной) скорости перегрузка не превысит предельно допустимую. У маневренных самолетов (имеющих большие значения $n_{y \text{ max}}$) обычно бывает $V_{\text{пред. турб}} > V_{\text{пред}}$, ограничивающейся предельным скоростным напором. Поэтому для них при полете в болтанку остается действительным ограничение по $V_{\text{пред}}$.

Итак, при полете в турбулентной атмосфере сваливание может наступить в основном под воздействием на самолет вертикального порыва ветра (потока), т. е. в этом случае решающую роль играет вертикальная составляющая скорости перемещения воздушной массы. Влияние же горизонтального порыва ветра на поведение самолета незначительно. Поэтому сваливание под влиянием такого порыва возможно лишь на скоростях, весьма близких к скорости сваливания.

Скорость вертикального порыва, при которой возникает сваливание, можно приближенно определить, воспользовавшись для примера рис. 3.14. Предположим, что самолет, летевший со скоростью V и углом атаки α_1 , попал в восходящий вертикальный порыв, имеющий скорость W . Тогда под его воздействием угол атаки

увеличится на $\Delta\alpha$ и станет $\alpha_2 = \alpha_1 + \Delta\alpha$, возрастет и скорость полета — она будет $\overline{V}_{\text{турб}} = \overline{V} + \overline{W}$. Величина приращения угла атаки определится из следующего выражения:

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

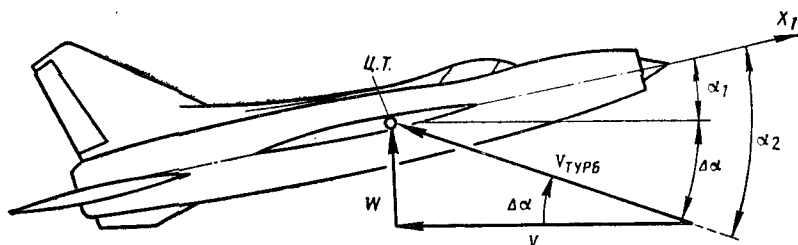


Рис. 3.14. Влияние вертикального порыва на угол атаки самолета

Очевидно, для того, чтобы самолет вышел на режим сваливания (на α_c), исходный угол атаки α_1 под влиянием восходящего потока должен возрасти на $\Delta\alpha \geq \Delta\alpha_c$ (здесь $\Delta\alpha_c = \alpha_c - \alpha_1$), а скорость этого потока должна быть не менее

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

Из приведенного примера можно видеть, что с увеличением скорости полета (числа M) в общем будет расти и скорость вертикального потока W_c , при которой самолет может выйти на α_c . Однако под усиливающимся влиянием сжимаемости воздуха α_c будет уменьшаться, притом интенсивнее, чем будет возрастать скорость полета, а с некоторого числа M начнет падать и скорость W_c .

Отсюда следует, что каждой высоте полета самолета будет соответствовать определенный диапазон скоростей (чисел M) полета, при котором величина W_c оказывается максимальной. Это необходимо учитывать при выборе скорости (числа M) и высоты полета, обеспечивающих безопасность полета в условиях сильной болтанки (особенно на малых высотах). Иными словами, чтобы в этих условиях не допустить произвольного выхода самолета на α_c , нужно выбирать такие высоту и скорость полета, при которых W_c будет наибольшей.

Сваливанию самолета может весьма существенно способствовать **обледенение**. На больших углах атаки даже сравнительно слабое обледенение заметно ухудшает несущие свойства самолета. Обледенение крыла приводит к падению подъемной силы самолета, а обледенение хвостового оперения — к значительному ухудшению управляемости. О степени влияния обледенения на аэродинамические характеристики можно судить хотя бы по тому, что при появлении на передней кромке крыла ледяного налета (в виде «ножа») толщиной всего 10—15 мм (малоинтенсивное обледене-

ние) подъемная сила уменьшается на 15—25%, а критический угол атаки самолета — на 20—30% (иногда и на большую величину).

Как видно из рис. 3.15, обледенение вызывает уменьшение $C_{y\max}$ и $\alpha_{кр}$. При значительном обледенении плавность протекания кривой $C_y = f(\alpha)$ в области $C_{y\max}$ нарушается и с переходом на закритические углы атаки несущие свойства крыла резко ухудшаются (C_y резко падает). Все это способствует более раннему возникновению сваливания и усилению его интенсивности.

Наиболее опасно обледенение стабилизатора, особенно его передней кромки. Срыв потока с обледеневшего стабилизатора обычно сопровождается интенсивной тряской хвостового оперения. При значительном обледенении стабилизатора резко ухудшается управляемость самолета, может появиться неустойчивость по перегрузке, увеличивается вероятность сваливания и сильно затрудняется (а иногда становится невозможным) вывод самолета из сваливания. Особенно опасным может оказаться обледенение стабилизатора при заходе на посадку с выпущенными закрылками, когда угол атаки стабилизатора приближается к отрицательному критическому значению. Возникающие при этом срывы потока на нижней поверхности стабилизатора уменьшают его отрицательную подъемную силу, создающую момент на кабрирование. У самолета появится тенденция к произвольному уменьшению угла тангажа. Она может усиливаться при попытке летчика исправить расчет на посадку «подтягиванием», если с увеличением тяги двигателей начнут действовать дополнительные пикирующие моменты, суммирующиеся с пикирующими моментами от выпущенных закрылков. При этом самолет будет делать произвольные «клевки», т. е. резкие опускания носа. Интенсивность «клевков» только возрастет, если летчик станет парировать их (сохранять угол тангажа самолета) отклонением ручки управления на себя. В результате срыв с нижней поверхности стабилизатора усилится, так как увеличится отрицательный угол атаки (который из-за обледенения уже стал околокритическим), и может наступить сваливание.

Наиболее часто встречаются три вида (формы) обледенения передних кромок несущих поверхностей самолета (рис. 3.16): гладкий ледяной наrost, ледяной «нож» и «двурогое» (или «двугорбое») льдообразование. Первый вид обледенения возникает

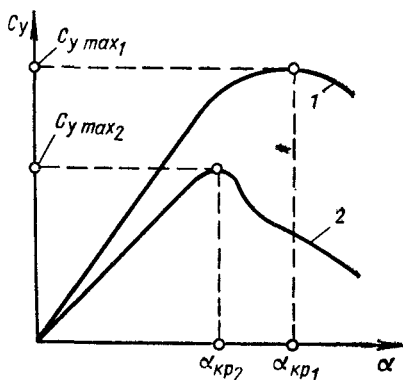


Рис. 3.15. Влияние обледенения передней кромки крыла на его несущие свойства:

1 — крыло без обледенения; 2 — крыло с обледенением

обычно при температуре наружного воздуха от нуля до минус 5°C ; при этом прозрачный слой льда на поверхности носка крыла (оперения) образуется в результате оседания переохлажденных водяных капель; второй и третий — при температуре от минус 5 до минус 10°C , в этом случае на носке крыла (оперения) оседает смесь переохлажденных водяных капель со снегом и возникает нарост полупрозрачного шероховатого льда.



Рис. 3.16. Виды обледенения кромки крыла:

а — гладкий ледяной нарост; б — ледяной «нож»; в — «двурогое» («двугорбое») льдообразование

Устраняется обледенение своевременным включением противобледенительной системы самолета или увеличением скорости полета.

Необходимо отметить, что сваливанию при обледенении иногда способствует привычка летчика выдерживать определенный угол тангажа, тогда как в данных условиях этот угол следует уменьшать, а тем более, если в результате обледенения входных каналов уменьшилась тяга двигателя.

3.6. ВЛИЯНИЕ НА СВАЛИВАНИЕ ПОЛЕТНОЙ КОНФИГУРАЦИИ САМОЛЕТА

Полетная конфигурация современных самолетов может существенно изменяться в результате применения взлетно-посадочной механизации крыла, воздушных тормозов, наружных подвесок под крылом или фюзеляжем, крыла с изменяемой геометрией в полете, системы непосредственного управления подъемной силой и др.

3.6.1. Влияние механизации крыла

Органы механизации крыла обычно располагаются у его задней и передней кромок.

К органам механизации задней кромки относятся простые и щелевые закрылки, закрылки Фаулера, двухщелевые закрылки Фаулера и др. Их применение улучшает несущие свойства крыла при неизменном угле атаки в основном вследствие увеличения кривизны профиля крыла. При выпуске закрылков срыв потока возникает обычно при относительно небольших углах атаки, но область срыва не распространяется дальше закрылков до больших углов отклонения. Максимальной подъемная сила получается непосредственно перед полным срывом потока с крыла, или когда область срыва перемещается с закрылков и начинает захватывать

верхнюю поверхность крыла, или когда возникает срыв с передней кромки крыла (носовой срыв). Выпуск закрылков обычно сопровождается появлением дополнительного пикирующего момента.

К органам механизации передней кромки относятся щитки Крюгера, щели у передней кромки, отклоняемый или отогнутый вниз носок крыла, предкрылки и др. При использовании этих органов увеличивается максимальная подъемная сила без существенного роста лобового сопротивления. В результате срыв с передней кромки затягивается на большие углы атаки — увеличиваются критические углы атаки. С отклонением носка крыла вниз увеличивается кривизна носовой части профиля, вследствие чего область срыва потока может смещаться с передней кромки на заднюю, т. е. носовой срыв перейдет в хвостовой. Механизация передней кромки позволяет увеличить $C_{y\text{доп}}$ примерно на 0,2—0,3. Ее применение вызывает возникновение дополнительного кабрирующего момента. Оптимальной является безмоментная механизация крыла, применение которой не требует перебалансировки самолета (это может быть, например, при выпуске щелевых закрылков одновременно со щитками Крюгера), т. е. не приводит к появлению дополнительных моментов тангажа.

О влиянии механизации крыла на сваливание можно судить в основном по характеру протекания зависимости $C_y = f(\alpha)$ на больших углах атаки, а также по изменению моментов, действующих на самолет. Как правило, сваливание с выпущенными органами механизации протекает значительно резче, чем с убранными (аналогичное влияние на сваливание оказывают наружные подвески под крылом или фюзеляжем самолета). Объясняется это следующими причинами. Во-первых, чем лучше несущие свойства крыла (больше C_y), тем больше будут вихревые потери подъемной силы при срыве потока, что приведет к появлению значительных моментов, действующих на самолет при сваливании. Во-вторых, при затягивании начала срыва на большие углы атаки срыв развивается резче (особенно при большой кривизне профиля крыла). В-третьих, с выпуском, например, закрылков улучшаются несущие свойства и возрастают критические углы атаки срединных сечений крыла, что влечет за собой возникновение концевых срыва, а следовательно, и появление значительных дополнительных кабрирующих и кренящих моментов, т. е. усиление резкости сваливания.

Интенсивность сваливания при использовании органов механизации крыла усиливается в случае отклонения элеронов, так как увеличивается асимметрия расположения областей срыва, что способствует кренению самолета. Движение крена ускоряется с уменьшением высоты полета (при концевом срыве).

Для устранения концевых срыва на крыле применяют аэродинамические гребни (шайбы, перегородки), устанавливаемые вдоль набегающего потока (обычно в средней части каждого полукрыла), предкрылки (обычно щелевые), концевые части крыла набирают из профилей с повышенными несущими свойствами, а концевые — из профилей с обратной кривизной, делают выступ

(«зуб») на передней кромке каждой концевой части крыла и отгибают носок крыла вниз, устанавливают турбулизаторы в средней части крыла и др.

3.6.2. Влияние изменения геометрии крыла

У самолета с крылом изменяемой в полете геометрией характер движения перед сваливанием и в начале его в основном зависит от исходного угла стреловидности. В процессе развившегося

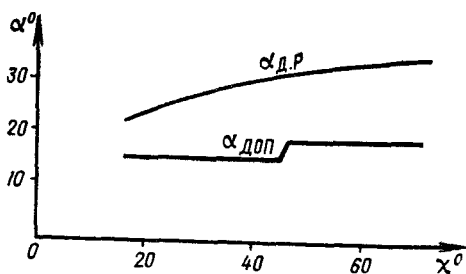


Рис. 3.17. Влияние угла стреловидности крыла χ на угол атаки начала дивергентного движения рыскания $\alpha_{д.р.}$ и предельно допустимый угол атаки $\alpha_{доп}$

сваливания влияние изменения угла стреловидности на протекание режима сказывается весьма слабо (практически оно не заметно). У самолета с таким крылом (например, у самолета F-111) выход на околоскритические углы атаки сопровождается появлением дивергентного (апериодически нарастающего) движения рыскания, а в некоторых случаях и дивергентного движения крена. На рис. 3.17

показаны (для этого же самолета) зависимость угла атаки начала дивергентного движения рыскания $\alpha_{д.р.}$ от угла стреловидности крыла χ и ограничения по $\alpha_{доп}$, выбираемые с необходимым запасом относительно $\alpha_{д.р.}$. Как видно из графика, с увеличением угла стреловидности заметно возрастает и $\alpha_{д.р.}$. Это дало возможность несколько расширить диапазон эксплуатационных углов атаки при больших углах стреловидности крыла.

Влияние стреловидности на несущие свойства крыла с изменяемой в полете геометрией при большом дозвуковом числе M показано на рис. 3.18. Из графика видно, что зависимость $C_y = f(\alpha)$ при малом угле стреловидности (кривая для $\chi \approx 25^\circ$) характеризуется относительно высоким темпом (большим градиентом) нарастания подъемной силы и сохранением линейности протекания этой зависимости вплоть до сравнительно больших углов атаки. Последнее свидетельствует о наличии безотрывного обтекания, малого лобового сопротивления и хорошей устойчивости самолета. Но по достижении $\alpha_{т1}$ темп нарастания C_y резко падает (из-за вихревых потерь). Объясняется это появлением интенсивного срыва потока, в результате чего значительно возрастает лобовое сопротивление и ухудшается устойчивость самолета. Поэтому при малых углах χ эксплуатационные углы атаки $\alpha_{доп} < \alpha_{т1}$.

При большом угле стреловидности крыла (кривая для $\chi \approx 70^\circ$) градиент нарастания подъемной силы тоже увеличивается по мере роста угла атаки. Этот рост становится особенно заметным начиная с угла атаки $\alpha_{т2}$, при котором образуются кониче-

ские вихри на передней кромке крыла и обычно возникает легкая тряска. Большая стреловидность используется при сверхзвуковом полете.

Таким образом, с увеличением угла атаки различия в изменении несущих свойств крыла с большой и малой стреловидностью заключаются в следующем. При большой стреловидности

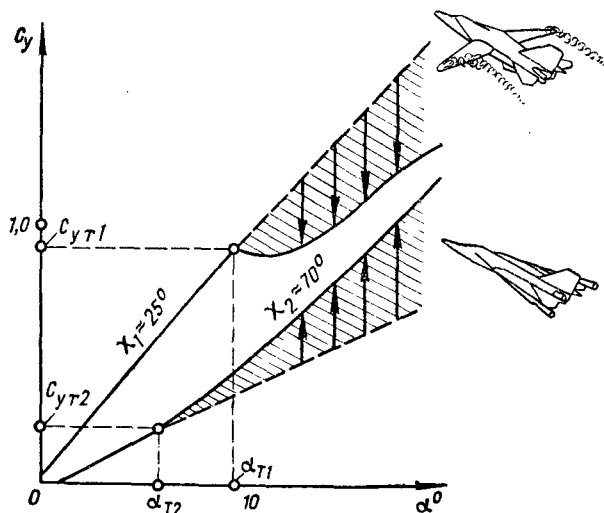


Рис. 3.18. Влияние угла стреловидности крыла на его несущие свойства (области вихревых потерь и приростов подъемной силы заштрихованы)

раньше возникает носовой срыв, вызывающий появление системы первичных и вторичных конических вихрей. При малом угле стреловидности вихреобразование уменьшает подъемную силу, а при большом — увеличивает ее (заштрихованные области на графике). В первом случае появление тряски свидетельствует о начале потерь подъемной силы (при α_{T1}), во втором — о начале дополнительного ее прироста (при α_{T2}).

В практике часто выполняются полеты и при средних положениях крыла (со средними углами стреловидности), т. е. на околозвуковой скорости. Поэтому важно ознакомиться с особенностями изменения несущих свойств и поведения самолета с крылом изменяемой геометрии и при таких углах стреловидности. На рис. 3.19 для этого случая показано протекание зависимости $C_y = f(\alpha)$ и отмечены углы атаки, которым соответствуют характерные особенности в поведении самолета. Как видно из графика, коэффициент C_y имеет два максимума: один — при угле атаки α_5 , другой — при α_{11} (критический угол атаки).

При угле атаки α_1 возникает небольшая тряска. Начиная с α_2 крен создается только осторожным отклонением руля направ-

ления, применение элеронов может вызвать преждевременное начало самопроизвольного движения рыскания. Угол атаки α_3 — оптимальный для маневрирования самолета. При α_4 срабатывает тактильная сигнализация (например, на педалях), предупреждающая о приближении срывного режима. Углы $\alpha > \alpha_4$ — неэксплуатационные. По достижении α_5 (первый максимум C_y) начи-

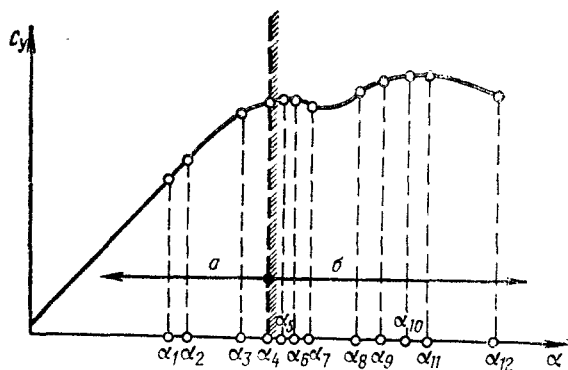


Рис. 3.19. Характер протекания зависимости $C_y = f(\alpha)$ при среднем угле стреловидности крыла и околозвуковой скорости полета (a — эксплуатационные углы атаки, $б$ — неэксплуатационные)

нается заметный срыв потока; после α_7 поток временно стабилизируется. При α_6 возникает покачивание с крыла на крыло, а затем самопроизвольное движение рыскания. Интенсивная тряска, сопровождающаяся усилением покачивания, появляется при α_7 . При α_8 значительно усиливаются дивергентные движения рыскания и крена, а при α_9 возникает сваливание. Углу атаки α_{10} соответствует развитие вращения самолета после сваливания, угол α_{11} — критический (второй максимум C_y); при выходе на α_{12} начинается штопор.

Итак, характеристики сваливания самолета с крылом изменяемой геометрии в значительной степени определяются конфигурацией этого крыла (стреловидностью, удлинением, размахом). В полете на режимах, связанных с изменением конфигурации крыла, вероятность сваливания повышается. Но следует вновь подчеркнуть, что характеристики сваливания зависят главным образом от исходной конфигурации крыла (исходной стреловидности). Ее же изменение в режиме сваливания (например, переход от больших к меньшим углам стреловидности, казалось бы, должен вызвать улучшение характеристик вывода из режима) на рассматриваемые характеристики практически не влияет. Объясняется это тем, что изменение стреловидности крыла при почти полном срыве потока с его верхней поверхности, который наступает в развившемся сваливании, не может существенно изменить картину обтекания, т. е. его аэродинамические характеристики

Таким образом, изменять стреловидность крыла для облегчения вывода самолета из сваливания, видимо, нецелесообразно.

3.7. ВЛИЯНИЕ НА СВАЛИВАНИЕ НЕПОСРЕДСТВЕННОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОДЪЕМНОЙ СИЛОЙ И БЛИЗОСТИ ЗЕМЛИ

Сваливание самолета при полете у земли (например, при выполнении посадки) является чрезвычайно опасным. Предпосылками к сваливанию в этом случае могут быть грубые ошибки пилотирования, отказ авиационной техники, сильные внешние возмущения. Они могут усугубляться сложностью выполнения самого режима (особенно в плохих метеоусловиях) и усиливающимися (по мере снижения) влиянием на аэродинамические характеристики самолета близости земли. Поэтому в целях безопасности полета очень важно ознакомиться с влиянием на характеристики сваливания, например, применения системы непосредственного управления подъемной силой в полете у земли, а также непосредственного воздействия на эти характеристики самой близости земной поверхности.

Известно, что управление самолетом в полете — это в основном управление его аэродинамической подъемной силой. Обычно оно осуществляется с помощью руля высоты (цельноповоротного стабилизатора).

С отклонением руля высоты возникает аэродинамический момент тангажа, который изменяет угол атаки самолета, а следовательно, и его подъемную силу (балансирующими изменениями подъемной силы, вызванными отклонением руля высоты, можно пренебречь). В результате изменяется траектория полета. Но для того чтобы самолет вышел на новый угол атаки, он должен преодолеть собственный момент инерции. Особенно большими моментами инерции обладают тяжелые самолеты. Темп перехода самолета с одного угла атаки на другой, т. е. время ответной реакции самолета на отклонение руля высоты, определяется продолжительностью периода продольного короткопериодического движения ($T_{пр}$). Ясно, что с увеличением $T_{пр}$ возрастает и запаздывание выхода самолета на заданный угол атаки. В свою очередь этот период будет тем больше, чем больше масса (вес) самолета и его длина. Так, например, у самолетов «Боинг-707» (вес 151,3 тс) и «Боинг-747» (вес 332,5 тс), а также у сверхзвукового самолета «Конкорд» (вес 176,5 тс) время $T_{пр}$ будет соответственно равно 6—8, 8—12 и 10—16 с. У проектируемых сверхтяжелых самолетов $T_{пр} \geq 30$ с.

Можно приближенно считать, что характерное время ответной реакции самолета $T_{р.с}$ на отклонение руля высоты равно примерно четверти величины $T_{пр}$, т. е. $T_{р.с} \approx 0,25T_{пр}$. Для указанных выше самолетов $T_{р.с}$ будет соответственно равно 1,5—2, 2—3 и 2,5—4 с.

а для сверхтяжелых 6—7 с. При таких значительных величинах $T_{p.c}$ затрудняется пилотирование, особенно на малых скоростях полета (в частности, при заходе на посадку и выполнении посадки). Усложняет управление тяжелыми самолетами на этих этапах полета и влияние вертикальных порывов в болтанку (быстрота

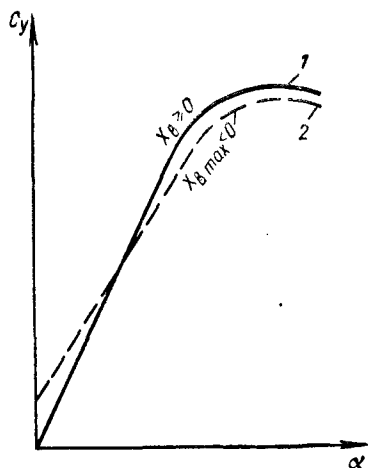


Рис. 3.20. Влияние отклонения ручки управления (руля высоты) на несущие свойства самолета: 1 — кривая для $x_B > 0$, $\delta_B > 0$; 2 — кривая для $x_B \max < 0$, $\delta_B \max < 0$ (ручка полностью взята на себя, руль высоты отклонен полностью на кабрирование)

реакции самолета на воздействие таких порывов не зависит от его размеров), так как требуются большие расходы руля высоты при замедленной реакции самолета на его отклонение.

Время ответной реакции самолета на отклонение руля высоты значительно сокращается при непосредственном управлении подъемной силой, что очень важно, например, при выполнении посадки. Для этого некоторые иностранные самолеты (в частности, тяжелые и сверхтяжелые) оборудуются системой непосредственного управления подъемной силой (СНУПС). Применение этой системы, например, на сверхтяжелом самолете позволяет сократить время ответной реакции самолета $T_{p.c}$ в 3—4 раза, т. е. уменьшить его до 2—3 с.

Данная система включает быстродействующие средства механизации крыла, устройства для изменения угла установки и геометрии

всего крыла или его отдельных отсеков и др.

СНУПС позволяет летчику изменять подъемную силу без поворота всего самолета. При наличии этой системы летчик, отклоняя ручку (штурвал) управления, может одновременно отклонять руль высоты и соответственно изменять геометрию крыла (иногда это делается с помощью специальных рычагов управления). Однако из-за большого балансировочного сопротивления и ряда других сложностей СНУПС, по-видимому, будет применяться в основном на таких режимах полета, когда требуется в первую очередь точно выдерживать высоту (заход на посадку, дозаправка топливом в полете и т. п.).

Примеры изменения несущих свойств самолетов с рулем высоты и со СНУПС показаны на рис. 3.20 и 3.21. Из графика на рис. 3.20 видно, что даже полное отклонение руля высоты на кабрирование (ручки управления на себя — кривая для $x_B \max < 0$) при неизменном угле атаки практически не приводит к изменению C_y самолета. На самолете же со СНУПС подъемная сила, а следовательно, $C_{y \max}$ и $\alpha_{кр}$ при отклонении ручки управления (руля

высоты) изменяются в значительной степени. При этом каждому положению ручки (руля высоты) будет соответствовать своя кривая $C_y = f(\alpha)$. На рис. 3.21 показаны такие кривые для пяти характерных положений ручки управления.

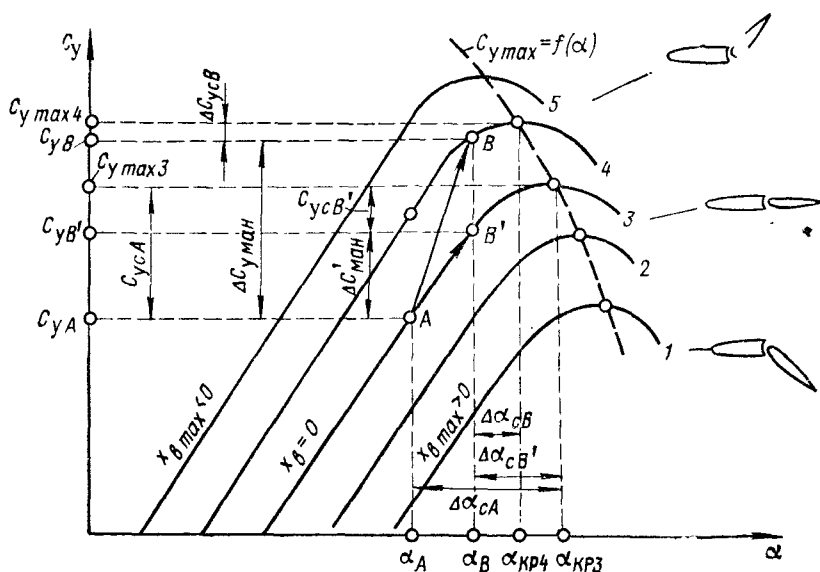


Рис. 3.21. Изменение несущих свойств самолета при работе СНУПС:

1 — ручка управления отклонена полностью от себя ($x_{в max} > 0$); 2 — ручка в положении между нейтрально и полностью от себя ($0 < x_{в} < x_{в max}$); 3 — ручка в нейтральном положении ($x_{в} = 0$); 4 — ручка в положении между нейтрально и полностью на себя ($0 < x_{в} < x_{в max}$); 5 — ручка отклонена полностью на себя ($x_{в max} < 0$)

Особенности влияния СНУПС на подъемную силу самолета можно видеть из следующего примера. Допустим, что самолет в полете с углом атаки α_A был сбалансирован при нейтральном положении ручки управления ($x_{в} = 0$, точка A на кривой 3). При отклонении ручки управления на себя самолет вышел на угол атаки $\alpha_B > \alpha_A$ (точка B на кривой 4), что привело к увеличению подъемной силы самолета ($C_{yB} > C_{yA}$). В результате образуется располагаемый прирост C_y для маневрирования: $\Delta C_{y ман} = C_{yB} - C_{yA}$. Этот прирост C_y можно использовать для создания перегрузки. Но при этом запас по C_y от сваливания существенно уменьшится (по сравнению с тем, что было бы при полете без СНУПС) и в точке B достигнет значения $\Delta C_{yCB} = C_{y max 4} - C_{yB}$, т. е. ΔC_{yCB} будет меньше $\Delta C_{yCB'}$. Уменьшится и запас по углу атаки от сваливания до величины $\Delta \alpha_{сВ} = \alpha_{кр4} - \alpha_B$, что меньше $\Delta \alpha_{сВ'} = \alpha_{кр3} - \alpha_B$.

Для сравнения рассмотрим, как будут изменяться несущие свойства самолета при тех же исходных условиях, но без применения СНУПС, т. е. только под влиянием отклонения руля вы-

соты. В этом случае самолет при отклонении ручки управления на себя, т. е. при переходе с α_A на больший угол атаки, выйдет на α_B в точке B' , лежащей на той же кривой, что и точка A . Это тоже приведет к увеличению (но меньшему) подъемной силы и появлению прироста $\Delta C'_{y\text{ман}} = C_{yB'} - C_{yA}$, сокращению запаса по C_y от сваливания, т. е. $C_{y\text{max}3} - C_{yB'} = \Delta C_{ycB'} < \Delta C_{ycA}$, и запаса по α от сваливания, т. е. $\alpha_{кр3} - \alpha_B = \Delta \alpha_{cB'} < \Delta \alpha_{cA}$. Из сравнения изме-

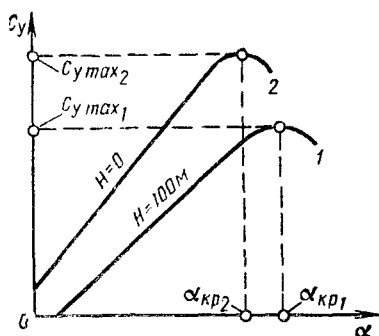


Рис. 3.22. Влияние близости земли на несущие свойства самолета

нения этих аэродинамических характеристик при использовании СНУПС и без него нетрудно видеть, что $\Delta C_{ycB} \ll \Delta C_{ycB'}$ и $\Delta \alpha_{cB} \ll \Delta \alpha_{cB'}$. Это говорит о том, что применение СНУПС делает самолет более строгим в отношении сваливания, так как в сходных условиях он может быстрее выходить на срывной режим.

Для того чтобы в процессе увеличения угла атаки при использовании СНУПС избежать торможения, следует своевременно (с учетом приемистости) увели-

чивать тягу двигателей. При торможении получится меньший прирост подъемной силы.

Указанная особенность требует применения более сложных устройств для сигнализации о приближении опасных по углу атаки режимов полета и парирования таких отклонений.

Пилотирование со СНУПС в некоторой степени напоминает пилотирование при использовании органов посадочной механизации. Как уже говорилось, применение этой механизации сопровождается значительным ростом подъемной силы и лобового сопротивления и требует для сохранения заданной скорости полета своевременного увеличения тяги двигателей. Но делается это только один раз — при выпуске органов механизации. На самолете же со СНУПС теоретически любое отклонение ручки управления в режиме будет приводить к одновременному изменению подъемной силы и лобового сопротивления самолета. Отсюда очевидна необходимость соответствующей автоматизации управления полетом и применения автомата тяги.

Существенно влияет на характеристики сваливания, особенно на посадке, близость земной поверхности. При этом чем меньше расстояние до земли, тем ее влияние сильнее. Можно считать, что это влияние сказывается только до высоты не более размаха крыла (для самолетов с крылом большого удлинения) или не более длины корневой хорды крыла (для самолетов с крылом малого удлинения). На рис. 3.22 в качестве примера показаны

кривые $C_y = f(\alpha)$ для самолета в полете на высоте 100 м (кривая 1) и при движении по земле (колеса шасси касаются поверхности ВПП, кривая 2); средства механизации в посадочном положении. Из графика видно, что близость земли увеличивает $C_{y\max}$, но уменьшает критический угол атаки. В итоге же она приближает наступление срывных режимов, а значит, и увеличивает возможность сваливания. Эту особенность летчик должен хорошо знать и учитывать при посадке.

Глава 4

ПРЕДОТВРАЩЕНИЕ СВАЛИВАНИЯ И ВЫВОД САМОЛЕТА ИЗ НЕГО

4.1. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ПОВЕДЕНИЕ САМОЛЕТА ПРИ СВАЛИВАНИИ

Особенности поведения самолета на околокритических углах атаки определяют методы пилотирования, позволяющие парировать выход самолета за $\alpha_{\text{доп}}$, а если такой выход почему-либо произошел, то по возможности быстрее и безопасней возвратить самолет на эксплуатационные режимы полета. К основным факторам, влияющим на поведение сверхзвукового самолета при выходе на докритические углы атаки, т. е. создающим предпосылки к произвольному сваливанию, относятся:

1) увеличение эксплуатационных высот, скоростей (чисел M) полета и удельной нагрузки на крыло $p_{\text{уд}}$. Так, например, известно, что, чем больше высота полета и удельная нагрузка на крыло, тем меньше располагаемый запас по C_y от сваливания ($\Delta C_{y\text{с}} = C_{y\text{с}} - C_{y\text{ман}}$), т. е. тем больше вероятность произвольного выхода самолета на $C_{y\text{с}}$ при маневре с одним и тем же числом $M_{\text{ман}}$ (рис. 4.1). На больших сверхзвуковых числах M полета из-за ухудшения путевой статической устойчивости самолета возможно возникновение движения рыскания с весьма большими углами скольжения, что способствует значительному уменьшению $C_{y\text{с}}$, а также возникновению резко выраженного взаимодействия продольного и бокового движений самолета, приводящего к потере устойчивости и сваливанию;

2) заметное усложнение условий пилотирования при отсутствии или отказе автоматических или полуавтоматических пилотажно-навигационных систем, когда сам режим полета является обычно неуставившимся, т. е. может очень быстро изменяться. В этом случае летчику приходится контролировать показания большого количества приборов, характеризующих параметры полета и работу силовой установки, систем и агрегатов самолета;

3) трудность работы летчика в условиях дефицита времени и необходимость дополнительных затрат внимания для оценки допустимости того или иного режима полета, связанные с наличием у современного сверхзвукового самолета большого числа различных эксплуатационных ограничений (например, ограничений по скорости, числу M , углу атаки, перегрузке, по режимам работы силовой установки и т. д.);

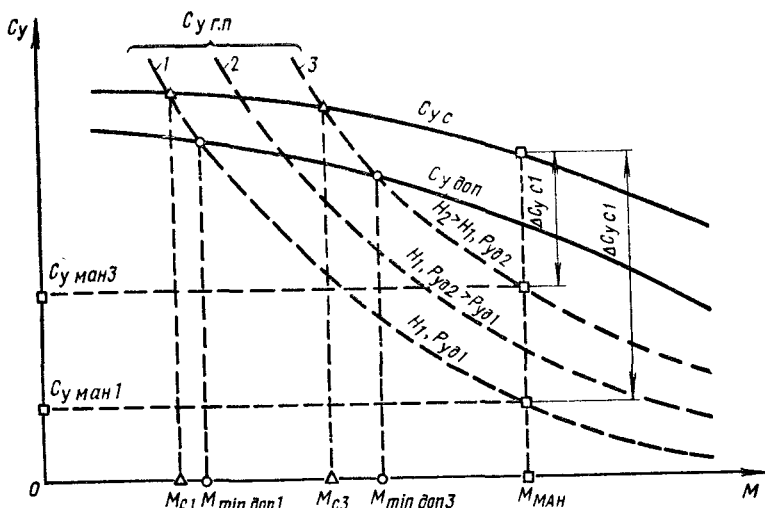


Рис. 4.1. Изменение запаса по C_y от сваливания в зависимости от высоты полета и удельной нагрузки $p_{уд}$ на крыло сверхзвукового самолета; кривые $C_y = f(M)$:

1 — для малых высоты и нагрузки на крыло; 2 — для малой высоты и большой нагрузки на крыло; 3 — для больших высоты и нагрузки на крыло

4) неблагоприятные особенности устойчивости и управляемости (неустойчивость по скорости и по перегрузке на больших углах атаки и др.), а также специфика поведения самолета в особых случаях в полете;

5) большой разнос масс по продольной оси самолета (по сравнению с разномом у дозвукового самолета) и в соответствии с этим значительное возрастание инерционных моментов, действующих на сверхзвуковой самолет при вращении в сваливании. Это вызывает увеличение расхождения (угла φ) между осью вращения и вектором скорости полета (у дозвукового самолета угол φ меньше — рис. 4.2). Указанная особенность приводит к резким изменениям углов атаки и скольжения при сваливании, а следовательно, и к значительному усилению неравномерности движения самолета в режиме;

6) выраженное влияние скольжения на аэродинамические характеристики стреловидного или треугольного крыла. Даже появление небольшого скольжения может существенно ухудшить несущую способность крыла.

ние свойства такого крыла (рис. 4.3), а следовательно, уменьшить и запасы по сваливанию ΔC_{yc} и $\Delta \alpha_c$. У дозвуковых самолетов с прямым крылом такое влияние сказывается значи-

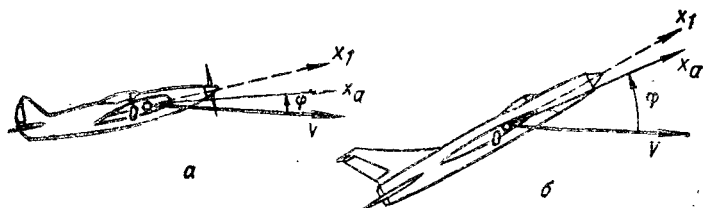


Рис. 4.2. Положения оси вращения самолета относительно вектора скорости полета у дозвукового (а) и сверхзвукового (б) самолетов (Ox_l — продольная ось самолета, Ox_a — ось вращения)

тельно слабее. Этим и объясняется, что сверхзвуковые самолеты могут сваливаться на меньших углах атаки (при скольжении), чем дозвуковые самолеты с прямым крылом, несмотря на то, что

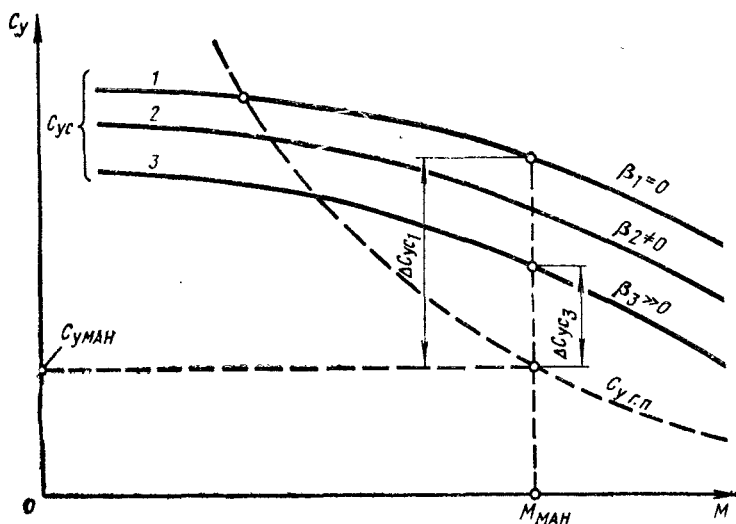


Рис. 4.3. Влияние угла скольжения β на C_y начала сваливания сверхзвукового самолета с треугольным или стреловидным крылом: 1 — полет без скольжения; 2 — полет с малым углом скольжения β ; 3 — полет с большим углом β

у первых критические углы атаки при полете без скольжения обычно значительно больше.

Одной из причин **более сильного влияния скольжения** на аэродинамические характеристики стреловидного крыла (по сравнению с прямым) является повышенное воздействие скольжения на

картину обтекания (распределение давления по крылу). Оно заключается в том, что с появлением даже сравнительно небольшого скольжения (малые углы β) усиливается перетекание пограничного слоя вдоль размаха крыла. Это ускоряет набухание пограничного слоя на концах крыла и, следовательно, появление областей малоустойчивого или даже неустойчивого обтекания, приводящего к появлению концевых срыва. Даже сравнительно слабые изменения угла β приводят к заметному изменению картины обтекания.

Другая причина выраженного влияния скольжения на развитие сваливания состоит в том, что с появлением скольжения происходит неодинаковое изменение эффективного удлинения и эффективной стреловидности полукрыльев. Это приводит к появлению заметной разницы между аэродинамическими характеристиками полукрыльев, к увеличению асимметрии распределения областей срыва по крылу и, следовательно, к усилению тенденции самолета к кренению и развороту при сваливании.

В противовес указанным существует ряд факторов, уменьшающих склонность сверхзвуковых самолетов (по сравнению с дозвуковыми) к сваливанию. Из них можно назвать, например, такие, как более плавное протекание зависимости $C_y = f(\alpha)$ в области околокритических углов атаки и увеличение $\alpha_{кр}$, увеличение балансировочных отклонений ручки управления (руля высоты) на больших углах атаки. Из-за увеличения потребных отклонений ручки управления произвольное сваливание при малых (близких или равных V_{min}) скоростях прямолинейного горизонтального полета без скольжения на небольших высотах в нормальных эксплуатационных условиях у сверхзвуковых самолетов встречается значительно реже, чем у дозвуковых.

Из сказанного можно сделать следующий вывод: факторов, способствующих попаданию сверхзвукового самолета на критический режим, не меньше, чем причин, выводящих на этот режим дозвуковой самолет.

4.2. ПРЕДОТВРАЩЕНИЕ СВАЛИВАНИЯ

Одним из важных методов обеспечения хорошей «сопротивляемости» самолета сваливанию является достижение конструктором высоких характеристик устойчивости и управляемости. Такой самолет может выходить на околокритические режимы и сваливаться только при очень грубых ошибках пилотирования или под воздействием весьма сильных внешних возмущений. Хорошие устойчивость и управляемость расширяют маневренные возможности самолета, повышают точность пилотирования, а значит, и безопасность полетов, и боевую эффективность самолета.

Как известно, управляемостью самолета называется его способность выполнять по желанию летчика (в ответ на его действия рычагами управления) любой маневр, предусмотренный

условиями летной эксплуатации самолета данного типа, при наименьшем психофизиологическом напряжении летчика. Устойчивость самолета — это его способность самостоятельно, без вмешательства летчика, сохранять заданный режим полета или движения по земле (на взлете и посадке) и возвращаться к исходному режиму после произвольного отклонения от него под действием внешних возмущений.

На неуправляемом самолете летать невозможно. На неустойчивом — летать в принципе возможно (практически нельзя, например, при неустойчивости по перегрузке на больших углах атаки), однако это трудно и иногда опасно, требует непрерывного вмешательства летчика в управление для парирования внешних возмущений, а следовательно, и очень больших затрат его психофизиологической энергии. Поэтому обеспечение хорошей управляемости является первоочередной задачей с точки зрения предотвращения сваливания и повышения боевой эффективности самолета.

Управляемость тесно связана с устойчивостью самолета. Хорошая устойчивость — залог хорошей управляемости (условие необходимое, но еще не достаточное). Устойчивый самолет сохраняет известную невосприимчивость к воздействию слабых возмущений (обладает достаточной «плотностью хода» или «плотно сидит в воздухе»), а на воздействие сильных возмущений отвечает быстрым восстановлением нарушенного исходного режима полета. Хорошая устойчивость — необходимое условие предотвращения произвольного выхода самолета за предельный режим. Для хорошей управляемости характерны простые, соразмерные, легко выполнимые и контролируемые в полете отклонения рычагов управления, а также строгая соразмерность ответной реакции самолета на эти отклонения: не слишком резкая, но и без заметного запаздывания и медленно затухающих колебаний самолета.

На неустойчивом самолете для перехода с одного установившегося режима полета на другой летчик должен после отклонения рычага управления в направлении, требуемом для выполнения этого маневра, тотчас же возвращать этот рычаг в исходное положение и даже отклонять его в противоположную сторону, чтобы прекратить быстро развивающееся возмущенное движение самолета.

На нейтральном и малоустойчивом самолетах требуются такие же двойные (поступательно-возвратные) движения рычагами управления, но только в меньшей мере. После завершения маневра на нейтральном самолете летчик должен возвращать рычаги управления в исходное положение, а на устойчивом — оставлять их в отклоненном положении.

На достаточно устойчивом самолете двойные (поступательно-возвратные) действия рычагами управления практически не требуются, а характер действий рычагами весьма прост. У такого самолета быстрее реакция на действия летчика (меньше запаздывание с ответной реакцией на отклонение рулей). Все это облегчает контроль за режимом полета и дозировку потребных откло-

нений рычагов управления, заметно разгружает внимание летчика и уменьшает затраты его энергии.

Итак, очевидно, что, чем лучше устойчивость, тем лучше и управляемость самолета, а значит, тем больше возможностей для предотвращения сваливания.

О важности и необходимости решения вопросов предотвращения сваливания говорит такая особенность поведения самолета в режиме. Сваливание в большинстве случаев происходит неожиданно для летчика и сопровождается потерей (частичной, а иногда и полной) управляемости самолета. Фактор неожиданности и ощущение потери управляемости делают этот режим весьма опасным. После сваливания, как уже указывалось раньше, возможен переход самолета в пикирование (наиболее благоприятный вариант), в спираль или в штопор. В штопоре управляемость самолета значительно ухудшается (по сравнению с управляемостью на эксплуатационных режимах полета), однако, как правило, она остается достаточной для надежного вывода самолета из этого режима (при правильном пилотировании). В спирали управляемость самолета через некоторое время практически полностью восстанавливается (если летчик не допускает грубых ошибок пилотирования). В обоих случаях (при переходе в спираль и особенно при попадании в штопор) теряется большая высота, что, естественно, наиболее опасно при малой исходной высоте сваливания. Фактор неожиданности и ощущение потери управляемости могут оказаться более важными вопросами, решаемыми при выборе рекомендуемых методов вывода самолета из сваливания, чем потеря высоты на выводе. Поэтому действия летчика по выводу самолета из сваливания по возможности должны быть предельно простыми.

Если сваливание произошло на большой скорости, возможно превышение максимальной эксплуатационной перегрузки (появление остаточных деформаций или даже поломок конструкций), а при переходе после сваливания в спираль — предельно допустимых числа M и скоростного напора.

Если будет сваливание на малой высоте, например, при заходе на посадку, то самолет будет снижаться с большой вертикальной скоростью и может подойти к земле с большим креном, что может привести к аварии (поломке крыла и т. д.).

Следует отметить одну характерную и очень опасную ошибку пилотирования: попытку прекратить снижение самолета, движущегося после сваливания по спирали, отклонением ручки управления на себя. В этом случае самолет начинает вращаться еще быстрее, увеличится и скорость снижения (но не уменьшится!). Появление такой ошибки весьма вероятно потому, что при снижении сверхзвукового самолета по такой спирали летчику труднее заметить вращение (мала угловая скорость), чем на дозвуковом самолете.

Поэтому следует вновь подчеркнуть важную роль в предотвращении попадания самолета на неэксплуатационный режим полета естественных и искусственных признаков, а также индикаторов и сигнализаторов, заблаговременно предупреждающих летчика о

приближении опасного режима, или устройств, автоматически препятствующих выходу самолета на этот режим. Это помогает летчику увереннее пилотировать самолет, полнее используя все его маневренные возможности.

Необходимость применения на сверхзвуковых самолетах средств предупреждения летчика о приближении к критическим режимам (индикаторов, сигнализаторов и т. п.) связана с тем, что, как уже говорилось, у этих самолетов (по сравнению с дозвуковыми), во-первых, слабо проявляется, очень рано или слишком поздно (перед самым сваливанием) возникает или вовсе отсутствует аэродинамическая тряска (основной естественный предупреждающий признак) и, во-вторых, величины $C_{y\text{с}}$ и $\alpha_{\text{с}}$ уменьшаются с увеличением скорости (числа M) под влиянием сжимаемости воздуха.

Работа средств индикации и сигнализации может быть основана на замере угла атаки или C_y . Кроме того, при выработке предупреждающей информации должны учитываться величины угла скольжения β , числа M , угловые скорости крена и тангажа и др., так как в области околоскритических углов атаки на характер протекания зависимости $C_y = f(\alpha)$ значительное влияние оказывают скольжение, сжимаемость и прочие факторы.

Предупреждение о выходе на околоскритические режимы полета летчик должен получать заранее, в частности при скорости, превышающей скорость сваливания (запас по скорости) не менее чем на 5—10%, или при угле атаки, меньшем $\alpha_{\text{с}}$ на $\Delta\alpha_{\text{с}} \approx 3 \div 4^\circ$ (запас по углу атаки). Величины запасов по скорости и углу атаки выбираются для конкретного типа самолета в зависимости от характеристик его устойчивости, управляемости и особенностей пилотирования на околоскритических режимах, а также и от параметров исходного режима полета (например, темпа отклонения летчиком ручки управления на себя или скорости нарастания угла атаки самолета). Эти запасы можно при 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 потребных отклонений ручки управления при выходе на режим $\alpha_{\text{с}}$).

На малых высотах запас по углу атаки в основном определяется: при малых скоростях полета — величиной $\Delta\alpha_{\text{с}} = \alpha_{\text{с}} - \alpha_{\text{доп}}$, а при больших скоростях — величиной максимальной эксплуатационной перегрузки (ограничением по прочности). Иными словами, прибор, работа которого основана на замере угла атаки, на малых высотах должен выдавать сигнал, предупреждающий летчика о приближении опасного режима: при малых скоростях полета — по достижении $\alpha_{\text{доп}}$, при больших — по достижении α , соответствующего максимальной эксплуатационной перегрузке $n_{y\text{max}}$ (ограничению по прочности). На больших высотах обычно во всем эксплуатационном диапазоне скоростей и чисел M полета запас по углу атаки определяется или величиной $\Delta\alpha_{\text{с}} = \alpha_{\text{с}} - \alpha_{\text{доп}}$, или, например, запасом путевой устойчивости.

У приборов, предназначенных для предупреждения выхода самолета на критические режимы, работа которых основана на за- мере величин C_y самолета, вся измерительная аппаратура (дат-

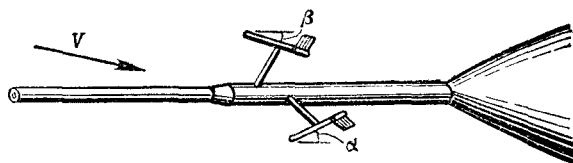


Рис. 4.4. Флюгарки-датчики углов атаки α и скольже- ния β на носовой штанге приемника воздушного дав- ления

чики перегрузки и расхода горючего для измерения фактического полетного веса самолета) находится внутри самолета. Недостат- ком их является необходимость измерения фак- тического веса самолета в полете, что связано с определенными трудностями создания и на- ладки специальной аппаратуры. Другой недоста- ток этих индикаторов: вследствие изгиба кривой $C_y = f(\alpha)$ в области максимума они могут показы- вать одинаковые значения C_y как на докритиче- ском, так и на закритическом режиме полета. Поэтому индикация предупреждающей инфор- мации по замеру C_y может дезориентировать летчика.

В настоящее время, как правило, использу- ются средства предупреждения приближения к сваливанию, основанные на измерении фактиче- ских углов атаки и скольжения самолета. Так, например, для этого применяются флюгарки- датчики углов α и β . Они устанавливаются обы- чно на носовой штанге приемника воздушного дав- ления, располагающейся в набегающем потоке (рис. 4.4). Показания датчиков передаются на индикатор и сигнализирующее устройство. Удо- бен для пользования трехстрелочный индикатор углов атаки с ленточной шкалой (рис. 4.5).

На индикаторе имеются три стрелки. Одна стрелка служит для отсчета значений фактиче- ского угла атаки α в диапазоне эксплуатац- онных режимов, а две другие — значений предель- но допустимых углов атаки $\alpha_{доп}$ и $\alpha_{доп}^*$, ограничи- вающих этот диапазон, за которыми лежат об- ласти неэксплуатационных углов атаки (на ри- сунке эти области отмечены клетчатой штриховкой). Соответ- ственно фактическим α , β и M аэронавигационный вычислитель вы- рабатывает значение предельно допустимого $\alpha_{доп}$ или $\alpha_{доп}^*$. По рас-

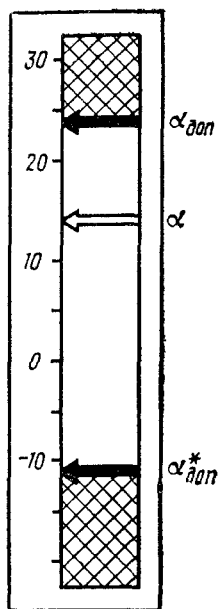


Рис. 4.5. Ленточ- ная шкала трех- стрелочного указа- теля фактических α и предельно допу- стимых $\alpha_{доп}$ и $\alpha_{доп}^*$ углов атаки

стоянию между стрелкой, показывающей фактический α , и стрелкой, отсчитывающей $\alpha_{\text{доп}}$ или $\alpha_{\text{доп}}^*$, летчик может судить о запасе по углу атаки, которым он располагает для выполнения требуемого маневра. При выходе на предельно допустимый угол атаки срабатывает тактильный, звуковой или световой сигнализатор.

Преимущество способа предупреждения о приближении к сваливанию по углу атаки (по сравнению с методом определения по C_y) состоит в том, что в этом случае нет необходимости измерять в полете вес самолета, а значит, и иметь для этого аппаратуру.

На современных самолетах (дозвуковых, а тем более на сверхзвуковых) естественных предупреждающих признаков, как правило, бывает недостаточно для надежного, безопасного пилотирования на пределе маневренных возможностей. Поэтому необходимо создавать искусственные сигналы или признаки, предупреждающие летчика о приближении сваливания. Они должны разумно дополнять естественные признаки. Для этого применяется тактильная сигнализация. Ее предупреждающие сигналы должны быть четко различимыми при появлении естественных предупреждающих признаков.

При полете в турбулентной атмосфере в безоблачную погоду на больших высотах летчику часто бывает трудно из-за воздействия болтанки определить приближение к срывному режиму. В таком случае целесообразно пилотировать самолет по углу атаки. И вообще на всех 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. д.), пилотировать следует в основном только по углу атаки, а не по скорости или углу тангажа. Такой способ пилотирования на указанных режимах наиболее легок и безопасен. Однако он требует установки на самолете надежного (практически безотказного) указателя угла атаки.

Значительно облегчает пилотирование самолета на этих режимах использование уже упоминавшейся ранее системы индикации на лобовом стекле (СИЛС). Она позволяет летчику, в частности, пилотировать по углу атаки, индицируемому на лобовое стекло, практически не глядя в кабину 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. Весьма полезно индицировать на лобовом стекле не только текущие значения α , но и величины $\alpha_{\text{доп}}$ или запаса по углу атаки $\Delta\alpha_{\text{доп}} = \alpha_{\text{доп}} - \alpha$. Запасы по углу атаки определяются 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).

Как уже указывалось, кроме индикации необходимо иметь и сигнализацию летчику о приближении сваливания, в частности тактильную сигнализацию. Для нее можно применить, например, датчик угла атаки и закон срабатывания (настройки) СИЛС. Сигнализация должна срабатывать при приближении $\Delta\alpha_{\text{доп}}$ к нулю.

В качестве датчиков угла атаки могут использоваться либо датчики флюгарочного типа, либо пневматические (барометрические) датчики, позволяющие определять угол атаки по замеренному перепаду давлений. Последние могут быть выполнены, например, в виде насадков вильчатого типа и замерять скоростной напор в набегающем потоке или замерять статическое давление в разных точках профиля крыла, или работать на принципе выравнивания давлений в двух полостях, разделенных герметической перегородкой, устанавливающейся по потоку, и т. п.

Недостатком датчиков углов атаки флюгарочного и пневматического типа является использование лишь косвенной информации о приближении срывных режимов (о характере обтекания крыла). Кроме того, режим обтекания вынесенных в набегающий поток флюгарки и насадка вильчатого типа почти всегда отличается от режима обтекания крыла.

Более надежным источником информации о характере обтекания крыла может служить прибор, работа которого основана на измерении толщины пограничного слоя крыла. При безотрывном обтекании толщина пограничного слоя мало изменяется с увеличением докритических углов атаки. С приближением же непосредственно к околосрывному углу атаки толщина этого слоя нарастает резко, иногда даже почти скачкообразно. Это и дает возможность точно определять момент появления срывного обтекания — приближение сваливания. Такой прибор реагирует на изменение характера обтекания независимо от причин, вызвавших это изменение.

К недостаткам датчиков угла атаки флюгарочного типа следует отнести и возможность повреждения флюгарки или изменения ее установочного угла при наземном обслуживании самолета, а также необходимость введения поправок в их показания. Последнее обусловлено тем, что флюгарка измеряет по существу не угол атаки самолета, а угол между направлением местной линии тока (в месте расположения флюгарки) и осью самолета. Разность между этим углом и фактическим углом атаки самолета (поправка к показаниям флюгарки) может существенно изменяться в зависимости от режима полета, режима работы двигателей, внешней конфигурации самолета и т. п. Поэтому при тарировке прибора заранее учитывается средняя величина поправки, а затем уже в его показания вносятся коррективы на отклонение фактической величины поправки от ее среднего значения в различных условиях полета. Место установки флюгарки на самолете должно обеспечивать получение минимальных значений этих отклонений. В известной степени эти недостатки присущи и всем системам сигнализации, основанным на использовании пневмодатчиков.

Прибор-сигнализатор целесообразно связать с автоматическим устройством в системе управления, например, отклоняющим ручку управления (независимо от действий летчика) вперед — при превышении предельно допустимого положительного угла атаки и назад — при выходе за предельно допустимый отрицательный угол атаки, или обеспечивающим отклонение педалей автопилотом для предотвращения возникновения дивергентного движения рыскания при превышении $\alpha_{\text{доп}}$.

4.3. ВЫВОД САМОЛЕТА ИЗ СВАЛИВАНИЯ. ОШИБКИ ПИЛОТИРОВАНИЯ, СПОСОБСТВУЮЩИЕ СВАЛИВАНИЮ

Как правило, при полете на больших углах атаки летчик должен соблюдать такую последовательность действий:

1) принять все меры для того, чтобы не допустить выхода самолета за $\alpha_{\text{доп}}$;

2) стремиться как можно быстрее перевести самолет на $\alpha \leq \alpha_{\text{доп}}$ (предотвратить сваливание), если по каким-либо причинам самолет вышел за $\alpha_{\text{доп}}$;

3) при сваливании, применив установленный для данного типа самолета метод вывода, по возможности быстрее вывести самолет из этого режима (не допустить его развития и перехода самолета в штопор);

4) если после сваливания самолет попал в штопор, немедленно вывести его из этого режима, используя соответствующий метод вывода (не дать самолету перейти в развившийся штопор).

В общем же, если не удалось предотвратить сваливание, летчик должен всегда как можно раньше начинать вывод самолета из этого режима, не дожидаясь его развития.

Снижению вероятности попадания самолета в сваливание при полетах на предельных режимах в значительной степени способствует предупреждение наиболее опасных и часто встречающихся ошибок пилотирования. Это достигается главным образом в процессе систематической летной тренировки и занятий на тренажерах.

Одной из таких ошибок пилотирования на предельных и близких к ним режимах полета является резкое и несоразмерное отклонение ручки управления по тангажу, в результате которого самолет выходит за $\alpha_{\text{доп}}$. Такая ошибка нередко допускается на малых и средних высотах и сравнительно небольших дозвуковых приборных скоростях (при которых $n_{y \text{ доп}} < n_{y \text{ max}}$), например при резком вводе в маневр несоразмерно большим отклонением ручки управления на себя, излишне интенсивном торможении самолета с большой нормальной перегрузкой и при слишком энергичном выполнении разворота или виража (особенно неkoordinированного).

Выход за $\alpha_{\text{доп}}$ обычно бывает также, когда летчик недоста-

точно или с опозданием отдает (отпускает) ручку от себя (уменьшает перегрузку) при подходе к верхней точке фигур типа резкой горки, петли Нестерова, полупетли и боевого разворота, выполняемых на небольших приборных скоростях, или излишне берет ручку на себя, чрезмерно увеличивая перегрузку вскоре после прохождения верхней точки петли и при выполнении переворота через крыло.

Другой ошибкой пилотирования, из-за которой самолет может выйти на сваливание (иногда даже с превышением $n_{y \max}$), является несвоевременное отклонение ручки от себя для парирования самопроизвольного нарастания перегрузки. Эта ошибка обычно допускается при интенсивном торможении самолета на малых и средних высотах от сверхзвуковой до дозвуковой скорости с большой исходной нормальной перегрузкой (возникает «подхват» по перегрузке), при маневрировании с большими перегрузками в спутной струе от впереди идущего самолета и при интенсивной атмосферной турбулентности на малых высотах (при этом «забросы» перегрузки могут достигать величины $\Delta n_y \geq 3 \div 5$).

Опасна и такая ошибка пилотирования — вывод самолета из нисходящего маневра (например, из пикирования, переворота) на высоте ниже предельно допустимой. Эта ошибка чаще всего возникает из-за несоответствия скорости ввода в маневр исходной высоте (ввод при чрезмерно большой скорости на малой высоте). Как правило, такая ошибка сопровождается и превышением допустимой нормальной перегрузки (летчик энергично выбирает ручку на себя, чтобы избежать столкновения с землей).

К числу рассматриваемых ошибок пилотирования относится и неkoordinированное выполнение горизонтальных маневров (типа виража) с большими или предельными кренами, т. е. когда перегрузка не соответствует крену — малая перегрузка при большом крене. В этом случае вес самолета будет больше вертикальной составляющей подъемной силы — возникает внутреннее скольжение — и самолет, снижаясь, начинает как бы «зарываться». Это сопровождается быстрой потерей значительной высоты и увеличением вероятности (из-за скольжения) выхода на сваливание, что особенно опасно на малых высотах. Поэтому при выводе самолета, например, из виража, выполняемого с большими креном и перегрузкой, обязательно уменьшение крена производить с некоторым опережением относительно перегрузки.

При выводе самолета из сваливания или из режима полета на больших докритических углах атаки летчик, как правило, должен вначале действовать только органом продольного управления, энергично отклоняя при этом ручку управления от себя (при сваливании или подходе к сваливанию на положительных углах атаки) или на себя (при сваливании или подходе к сваливанию на отрицательных углах атаки).

Наиболее сложен (из-за необычного положения самолета в пространстве) вывод из сваливания на отрицательных углах атаки. Как уже указывалось, такое сваливание возможно не только в пе-

ревернутом, но и в нормальном (неперевернутом) полете. В частности, оно может явиться следствием «клевка» — опускания носа самолета под действием пикирующего момента, вызванного падением эффективности горизонтального оперения (руля высоты), например, при его обледенении.

Элероны при выводе из сваливания следует, как правило, удерживать в нейтральном (исходном балансировочном) положении. Пользоваться ими для парирования крена на больших докритических углах атаки, а тем более при сваливании, не рекомендуется (и, как правило, в этом нет необходимости), так как иногда это может только ускорить переход самолета в штопор. Объясняется это в основном тем, что с выходом самолета на закритические углы атаки отклонение элеронов против крена может только усилить движение крена. При попытке же устранить, например, покачивания самолета с крыла на крыло летчик может отклонять элероны против крена не в такт покачиваниям, что вызовет дополнительную раскачку.

Руль направления, как и элероны, при выводе самолета из сваливания обычно рекомендуется удерживать в нейтральном (исходном балансировочном) положении до тех пор, пока летчик не убедится (по индикатору угла атаки, а также по прекращению предупреждающей тряски, уменьшению перегрузки, возрастанию скорости и т. п.) в том, что самолет перешел на эксплуатационные углы атаки. Обусловлено это тем, что путевое (особенно безбустерное) управление грубее поперечного (нога менее чувствительна к воздействию нагрузки, чем рука). Поэтому при сваливании летчик легко может «передать ногу» (излишне отклонить руль направления в сторону, противоположную сваливанию). В результате вместо прекращения сваливания самолет может только изменить направление вращения на обратное или перейдет в штопор противоположного направления: в левый при сваливании вправо или в правый при сваливании влево.

К сказанному необходимо добавить следующее. Известно, что при резком сваливании самолет может быстро оказаться в положении, близком к положению «на спине», и выйти на отрицательные закритические углы атаки (за $\alpha_{кр}^*$). Если в этом случае летчик, отклонив руль высоты на вывод из режима (ручку управления от себя — для парирования сваливания, возникшего на положительных углах атаки), одновременно отклонит руль направления (для устранения появившихся после сваливания крена и разворота), самолет может перейти в перевернутый штопор.

Особенно не рекомендуется пользоваться рулем направления для вывода из сваливания на самолетах, обладающих обратной реакцией по крену на его отклонение: это может вызвать скольжение, а значит, и ускорить развитие сваливания.

Пример правильных действий летчика рулями при выводе самолета из сваливания показан на рис. 4.6. Летчик начал выполнять левый разворот на высоте 10,5 км при сравнительно небольшой исходной скорости $V_{шр} \approx 350$ км/ч; при этом он излишне резко

отклонил ручку управления влево ($\delta_a > 0$) и на себя ($\delta_v < 0$), а затем дал левую ногу ($\delta_n < 0$). В результате этой грубой ошибки пилотирования самолет вышел за предельно допустимый угол атаки, т. е. на режим сваливания. В момент начала сваливания (при $t \approx 12$ с) ручка управления была полностью взята на себя ($\delta_v \approx -35^\circ$), элероны были отклонены примерно на 9° (ручка влево), а руль направления — влево на 10° . Сваливание произошло на $V_{пр} \approx 280$ км/ч. Для вывода из режима летчик (примерно через секунду после начала сваливания) начал энергично отклонять ручку от себя, установив руль направления нейтрально, а элероны — в исходное балансировочное положение.

Режим протекал следующим образом. Вначале самолет стал валиться влево и через секунду (при $t \approx 13$ с) достиг угловой скорости крена $\omega_{x_1} \approx -1,2$ рад/с. При этом возникло и движение рыскания влево (угловая скорость рыскания $\omega_{y_1} > 0$). Затем под влиянием развившегося левого скольжения (боковая перегрузка $n_{z_1} < 0$), начиная с $t \approx 14,5$ с, самолет изменил направление движений крена и рыскания на правое ($\omega_{x_1} > 0$, $\omega_{y_1} < 0$). Примерно через 2,5 с после постановки рулей на вывод из режима сваливания прекратилось (при $t \approx 19,5$ с). Последующее отклонение ручки управления на себя (до $\delta_v \approx -14^\circ$ при $t \approx 21$ с) привело к тому, что самолет перестал уменьшать угол атаки. По прекращении сваливания скорость самолета начала постепенно возрастать и через 20 с (при ручке управления, отклоненной на себя, $\delta_v \approx -10^\circ$) после выхода из сваливания летчик перевел самолет в режим прямолинейного горизонтального полета ($t = 39$ с). За вывод из сваливания (для чего потребовалось около 26 с) было потеряно примерно 1000 м высоты.

Если после сваливания самолет вышел на эксплуатационные (заведомо докритические) углы атаки в положении «на спине» или близком к нему, то переводить его в нормальное положение можно, выполнив или полубочку, или вторую половину переворота через крыло. Обычно делают полубочку, так как при этом меньше теряется высоты и снижается возможность выхода за ограничение по скорости.

Рекомендуемые в инструкциях летчикам методы вывода из сваливания выбираются по возможности предельно простыми и подобными методам, используемым на сходных типах самолетов.

Итак, большинство типов самолетов выводить из сваливания рекомендуется только отклонением ручки управления по тангажу, удерживая при этом элероны и руль направления в нейтральном положении (независимо от направления и характера движений крена и рыскания). Возвращать руль высоты в исходное балансировочное положение и устранять крен после выхода из сваливания целесообразно только при исчезновении всех предупреждающих признаков и сигналов. Во избежание повторного сваливания следует выводить самолет из пикирования на скорости, не менее чем на 20—30% превышающей скорость сваливания. При наличии

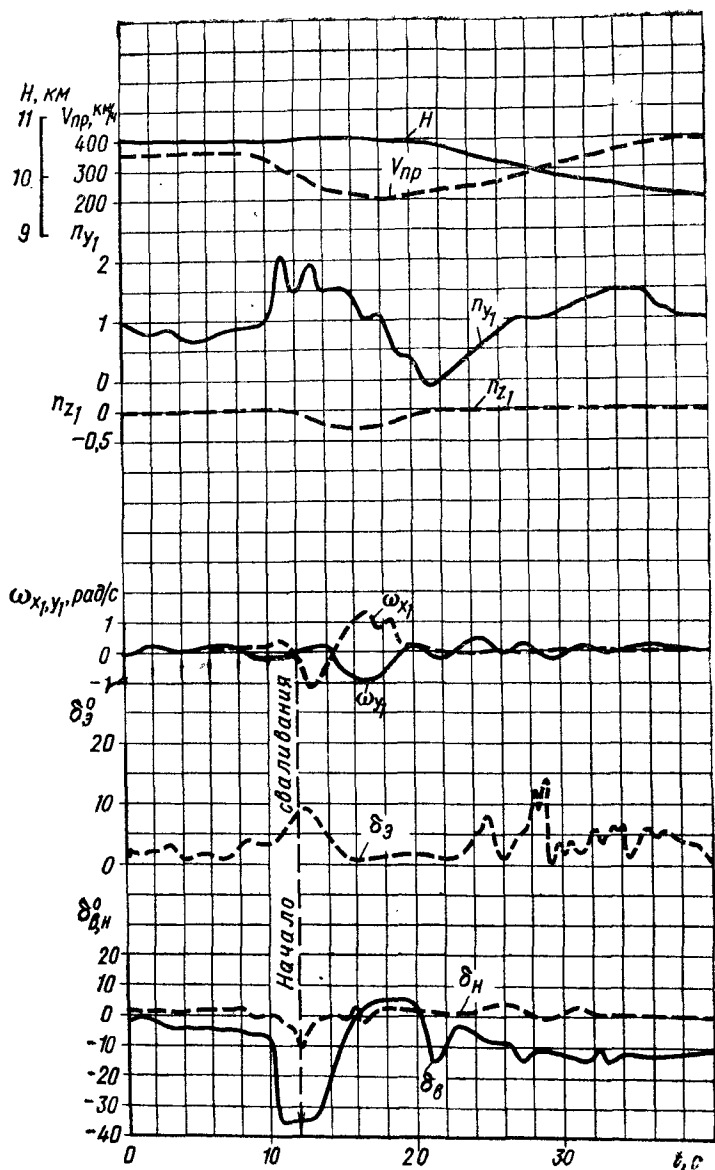


Рис. 4.6. Пример правильных действий летчика при выводе самолета из сваливания

на самолете автопилота (обычного, а не специального противостопорного) или системы автоматической стабилизации их, как правило, нужно отключать в самом начале сваливания. Их работа может только затруднять вывод из сваливания и способствовать возникновению штопора.

В случае сваливания вследствие отказа критического двигателя летчик должен немедленно (если только это возможно по условиям полета) устранить асимметрию тяги, опасную из-за появления больших забросов по углам скольжения и крена. Для этого необходимо выключить (если допустимо) двигатель, симметричный отказавшему.

Глава 5

ХАРАКТЕРИСТИКИ ШТОПОРА

5.1. ФИЗИЧЕСКАЯ СУЩНОСТЬ ШТОПОРА

Штопор представляет собой произвольное движение самолета по крутой нисходящей спиралевидной траектории малого радиуса на режиме авторотации с одновременным вращением относительно трех его осей. В штопоре значительно ухудшается (иногда практически теряется) управляемость самолета и существенно усложняются условия пространственной ориентировки и пилотирования, что затрудняет вывод самолета из этого опасного режима полета. Вращательное движение самолета в штопоре порождается и поддерживается авторотацией — аэродинамическим явлением, возникающим только на закритических углах атаки (аэродинамическое самовращение). Поэтому и штопор может существовать только в области этих углов атаки. Наиболее интенсивное (основное) вращение самолета в штопоре происходит относительно его продольной и нормальной осей. Интенсивность же вращения самолета вокруг его поперечной оси, как правило, значительно ниже.

5.1.1. Авторотация

Авторотация (самовращение) самолета, приводящая к появлению штопора, создается в основном крылом.

Для уяснения физической сущности авторотации крыла рассмотрим упрощенную схему вращения крыла самолета под воздействием одних только нормальных сил при отсутствии скольжения (рис. 5.1).

Если под действием какого-либо кратковременного внешнего возмущения или отклонения элеронов возникает вращение самолета относительно его продольной оси, то местные углы атаки всех сечений крыла $\alpha_{сеч}$ будут разными и отличаться от угла атаки корневого сечения крыла α_k на величину $\Delta\alpha_{сеч}$. Вращение относительно продольной оси приводит к появлению у всех сечений крыла (кроме корневого) дополнительных скоростей ΔV , propor-

циональных угловой скорости вращения самолета ω_{x_1} и удалению l данного сечения от оси вращения Ox_1 . Складывая скорости ΔV со скоростью полета V_0 для каждого сечения крыла, получим суммарные скорости $\bar{V} = \bar{V}_0 + \Delta \bar{V}$, разные по величине и направлению. Угол между вектором скорости \bar{V} и хордой крыла является углом атаки

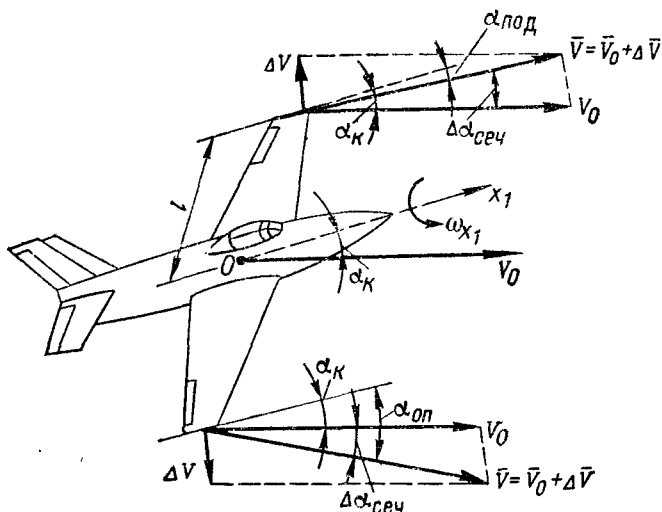


Рис. 5.1. Изменение углов атаки сечений вращающегося крыла

данного сечения: $\alpha_{оп}$ — у опускающегося полукрыла, $\alpha_{под}$ — у поднимающегося.

При таком вращении крыла $\alpha_{сеч}$ отличаются от α_k на величины

$$\Delta \alpha_{сеч} \approx \frac{\omega_{x_1}}{V_0}.$$

Углы атаки сечений опускающегося полукрыла возрастают, а поднимающегося — уменьшаются. Следствием изменения углов атаки является перераспределение аэродинамических сил по размаху крыла и возникновение аэродинамических моментов крена и рыскания.

При докритических углах атаки большему углу атаки соответствует больший коэффициент подъемной силы. В рассматриваемом примере $\alpha_{оп} > \alpha_{под}$. Поэтому у опускающегося (правого) полукрыла подъемная сила будет больше, чем у поднимающегося (левого). В итоге возникает аэродинамический момент демпфирования крена (момент поперечного демпфирования), действующий в сторону, обратную направлению вращения, т. е. парирующий (тормозящий) движение крена, вызванного внешней силой, и кренение не получит дальнейшего развития.

При закритических углах атаки в результате вызванного вращения самолета изменения углов атаки по размаху крыла могут

возникать как момент крена, усиливающий вращение (момент авторотации крена), так и демпфирующий поперечный момент. Но может случиться и так, что момент крена окажется равным нулю, т. е. не появятся ни момент авторотации, ни демпфирующий момент. При появлении момента авторотации (нет демпфирующего момента) крыло уже не будет сопротивляться вращению, а наоборот, начнет вращаться с возрастающей угловой скоростью. Для этого достаточно небольшого начального импульса, направленного на вращение крыла относительно продольной оси. Такой импульс может возникнуть, например, при воздействии на полукрыло вертикального порыва ветра, небольшого случайного отклонения элеронов.

Момент авторотации крыла может дополнительно возрасти из-за дополнительного уменьшения $C_{y \text{ сеч}}$ у опускающегося полукрыла. Последнее вызывается продолжающимся расширением области срыва потока на этом полукрыле вследствие увеличения закритических углов атаки сечений при вращении самолета. У поднимающегося же полукрыла $C_{y \text{ сеч}}$ будут расти, так как на этом полукрыле углы атаки сечений уменьшаются, что сопровождается частичным восстановлением безотрывного обтекания.

Крыло под действием момента авторотации будет увеличивать угловую скорость вращения до тех пор, пока не возникнет режим установившейся авторотации (момент крена окажется равным нулю). Аналогичным образом может создаваться и момент авторотации хвостового оперения.

Величина аэродинамического момента авторотации в значительной степени определяется крутизной кривой $C_y = f(\alpha)$ на участке перехода к закритическим углам атаки. Чем больше эта крутизна, т. е. чем резче падение коэффициента подъемной силы при переходе через критический угол атаки, тем больше момент авторотации.

Авторотация крыла, как уже говорилось, может быть только на закритических углах атаки. При докритических углах атаки в отсутствие скольжения авторотация не возникнет, ни продолжать существовать (возникнув ранее на закритических углах атаки) не может. Отсюда следует очень важный для практики вывод: для прекращения авторотации (прекращения штопора) надо перевести самолет на докритические углы атаки, при которых возникает аэродинамический демпфирующий момент, как правило, весьма большой и поэтому почти мгновенно парирующий самовращение самолета.

Демпфирующий (тормозящий) момент и момент авторотации (раскручивающий) создаются как подъемными силами сечений крыла, так и силами лобового сопротивления этих сечений. При изменении углов атаки, вызванном вращением самолета, эти силы (подъемные и лобового сопротивления) изменяются не одинаково. В результате возникают моменты крена и рыскания, действующие в сторону вращения самолета.

Момент рыскания появляется под действием разности сил ло-

бового сопротивления полукрыльев. Сила лобового сопротивления у опускающегося полукрыла будет больше, чем у поднимающегося, так как у первого срыв потока развивается намного интенсивнее (у поднимающегося полукрыла углы атаки концевых сечений могут оказаться докритическими, т. е. здесь срыва пока не возникает). Возникший момент рыскания вызывает наружное скольжение (на опускающееся полукрыло) — эффективный угол стреловидности у поднимающегося полукрыла уменьшится, у опускающегося — возрастет, и, как следствие, подъемная сила у первого будет увеличиваться, у второго — уменьшаться, что приведет к усилению авторотации.

Таким образом, в штопоре, помимо аэродинамического момента авторотации, вращающего самолет относительно его продольной оси (аэродинамический момент авторотации крена), всегда существует и аэродинамический момент авторотации, вращающий самолет относительно его нормальной оси (аэродинамический момент авторотации рыскания). Под действием этих моментов самолет в штопоре движется по спиральной траектории.

Ввиду того что авторотация связана с возникновением и развитием областей срыва потока на крыле, на нее могут оказывать весьма значительное влияние изменение положения органов механизации крыла, наружные подвески, шероховатость поверхности крыла, упругие деформации конструкции, а также параметры полета (угол атаки, числа M и Re и т. п.). Из практики известно, что даже очень небольшое отклонение, например, закрылков может вызвать существенное изменение характеристик авторотации.

Как отмечалось выше, авторотация может возникать только на закритических углах атаки. Величина закритического угла атаки, с которого начинается диапазон $\alpha_{зкр}$, может заметно изменяться в зависимости от конфигурации самолета, параметров исходного режима полета (угла скольжения, угловой скорости крена и др.) и эксплуатационных условий (болтанка, обледенение и пр.).

Возникновение авторотаций обуславливает переход самолета из сваливания в штопор. Летчик ощущает это (окончание режима сваливания и начало штопора) по возникновению вращения самолета с угловыми скоростями и ускорениями, заметно большими, чем в режиме сваливания.

В большинстве случаев в штопоре самолет движется со скольжением. Скольжение оказывает очень большое влияние на развитие срыва потока с крыла, в значительной степени определяющего характеристики авторотации.

При появлении скольжения зона срыва потока образуется раньше на отстающем полукрыле. Возникновение и расширение этой зоны сопровождается перераспределением аэродинамической нагрузки вдоль размаха крыла. В результате у самолета, устойчивого в поперечном отношении, возникает дополнительный кренящий момент. Этот момент при наружном скольжении увеличивает, а при внутреннем уменьшает угловую скорость вращения самолета (угловую скорость крена). Меняя в штопоре абсолютную величину

и знак угла скольжения, можно значительно увеличивать или уменьшать угловую скорость авторотации. Это свойство крыла широко используется при выводе самолета из штопора, а также и для преднамеренного ввода его в такой режим. Существенное влияние на характеристики авторотации при скольжении могут оказывать аэродинамические силы, действующие на горизонтальное и вертикальное оперение. Этим, в частности, объясняется то, что для вывода самолета из штопора рекомендуется по возможности так устанавливать руль направления и руль высоты, чтобы максимально способствовать 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.

5.1.2. Влияние стреловидности крыла и скольжения на авторотацию

Форма крыла в плане обычно оказывает значительно большее влияние на характеристики авторотации (на распределение аэродинамических сил по размаху крыла), чем профиль крыла. Эти характеристики у самолетов с прямым крылом сравнительно мало различались между собой, так как у них формы крыла в плане в принципе были схожи между собой.

Современные самолеты со стреловидными и треугольными крыльями отличает друг от друга существенная разница в отношении углов стреловидности, форм передней и задней кромок, удлинения, сужения крыла и т. п. Поэтому и характеристики авторотации этих самолетов могут значительно различаться между собой. Из параметров, определяющих форму крыла в плане, наибольшее влияние на ее характеристики оказывает стреловидность.

Авторотация стреловидного (треугольного) крыла, а следовательно, и авторотация самолета со стреловидным (треугольным) крылом имеет одну существенную особенность: на сравнительно небольших закритических углах атаки при малом угле скольжения угловая скорость авторотации может периодически изменяться настолько значительно, что даже вызывает изменение направления вращения самолета; при некоторых значениях закритических углов атаки авторотация может вообще не появляться или возникать только при скольжении (хотя бы небольшом).

Стреловидное крыло со сравнительно большими удлинением и углом стреловидности часто имеет две области авторотации (два диапазона закритических углов атаки). Развитие авторотации у стреловидного крыла происходит обычно медленней, чем у прямого. (Благодаря этому у летчика имеется больше времени для распознавания такого режима и принятия мер для его парирования.) Объясняется это более плавным, чем у прямого крыла, про-

течением зависимости $C_{y_i} = f(\alpha)$ в области закритических углов атаки.

Если при отсутствии скольжения исходная угловая скорость вращения самолета невелика, значения C_{y_i} поднимающегося и опускающегося полукрыльев будут близки между собой. В результате авторотация оказывается малоинтенсивной, а иногда даже и вообще не возникает.

Однако под влиянием скольжения картина резко меняется. При возникновении скольжения изменяется эффективное удлинение (а следовательно, и несущие свойства) полукрыльев: с увеличением угла скольжения эффективное удлинение опережающего полукрыла возрастает (становясь больше, чем у отстающего), а эффективное удлинение отстающего полукрыла уменьшается и при достаточно большом угле скольжения последнее становится как бы полукрылом малого удлинения. Кроме того, появление скольжения вызывает изменение эффективной стреловидности полукрыльев, характера перетекания пограничного слоя на них и т. п. В результате неравномерность протекания характеристик авторотации усиливается.

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

При появлении скольжения авторотация у стреловидного крыла начинается значительно раньше (на меньших углах атаки), чем у прямого. При этом, как уже указывалось, самолет может периодически менять направление вращения. Периодическое изменение направления авторотации стреловидного крыла при увеличении угла атаки происходит в основном в результате совместного влияния изменения углов атаки и скольжения на сложную картину обтекания такого крыла, т. е. на характер возникновения и распространения областей срыва потока по нему.

Схематически этот процесс выглядит примерно следующим образом. У стреловидного крыла при возникновении скольжения область срыва потока вначале зарождается на конце отстающего полукрыла, а также происходит перераспределение аэродинамических сил по размаху крыла, результатом которого является вращение в сторону этого полукрыла. С увеличением угла атаки область срыва появляется и на опережающем (как бы выдвинутом вперед) полукрыле, которая, расширяясь, постепенно охватывает все полукрыло. На отстающем же полукрыле еще сохраняется некоторая область безотрывного обтекания. Вновь происходит изменение аэродинамической нагрузки вдоль размаха и направление авторотации меняется на обратное, т. е. теперь уже в сторону опережающего полукрыла. С дальнейшим ростом угла атаки наступает полный срыв потока на крыле и направление вращения из-за несимметричности аэродинамических сил, возникающих на крыле при скольжении, снова изменяется на обратное и т. д. Аналогичная

картина может наблюдаться в сходных условиях и у треугольного крыла.

У прямого же крыла при скольжении область срыва потока вначале возникает тоже на конце отстающего крыла (концевой срыв) и с увеличением угла атаки постепенно расширяется, распространяясь по размаху и занимая все большую поверхность крыла. Но крыло, начав вращаться в сторону отстающего полукрыла, в дальнейшем направление авторотации не изменяет.

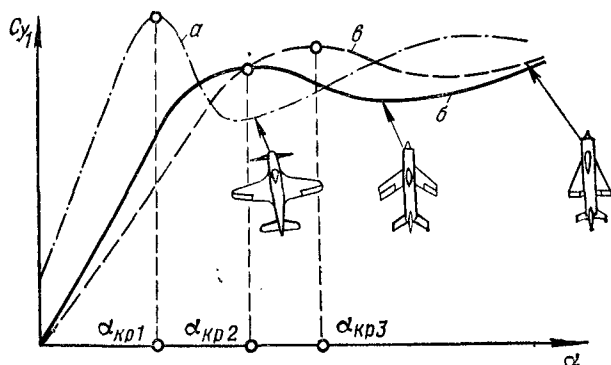


Рис. 5.2. Различие в протекании зависимости $C_{y1}=f(\alpha)$ у самолетов с прямым (а), стреловидным (б) и треугольным (в) крыльями ($\alpha_{кр1} < \alpha_{кр2} < \alpha_{кр3}$)

Периодическое изменение направления авторотации у самолетов со стреловидными (и треугольными) крыльями обычно наблюдается на переходном (начальном) участке штопора. На этом этапе возможны произвольные переходы из штопора одного направления в штопор другого направления даже при неизменном положении рулей в режиме, в том числе и при положении по штопору начального направления вращения.

Под влиянием скольжения уменьшается и критический угол атаки. Поэтому авторотация, а следовательно, и штопор у самолетов со стреловидными и треугольными крыльями могут возникать на меньших углах атаки, чем у самолета с прямым крылом, несмотря на то, что при отсутствии скольжения критический угол атаки у последнего оказывается значительно меньшим (рис. 5.2).

5.1.3. Переход от сваливания к штопору

Переход от сваливания к штопору протекает примерно в такой последовательности. Предположим, что в исходном режиме полета на докритических углах атаки самолет был сбалансирован (по моментам) при нейтральном положении руля высоты. Затем летчик отклонил ручку управления на себя. При этом возник кабрирующий аэродинамический момент, увеличивающий угол тангажа са-

молета. Если увеличение угла тангажа продолжается до выхода самолета на околочритический угол атаки, возникает сваливание.

Под влиянием ряда факторов (геометрическая или аэродинамическая асимметрия самолета, отклонение руля направления или элеронов и т. п.) обтекание самолета на режимах сваливания и штопора обычно оказывается асимметричным. Асимметрия обтекания (по отношению к плоскости симметрии самолета) приводит к появлению асимметричных областей срыва потока. Последнее, а также и возможное воздействие дополнительных возмущений (гироскопического момента роторов двигателей, вертикальных порывов ветра и т. п.) вызывает появление аэродинамического момента крена и, как следствие, угловой скорости крена.

Кренение в свою очередь приводит к изменению углов атаки на правом и левом полукрыльях, а это изменение, в частности, к тому, что силы лобового сопротивления полукрыльев станут разными по величине. Появляется аэродинамический момент рыскания, что приводит к возникновению угловой скорости рыскания.

Так возникают угловые ускорения и угловые скорости вращения самолета относительно всех трех его осей — авторотация.

С появлением авторотации начинается штопор. Под воздействием момента авторотации начальная угловая скорость крена возрастает (неустановившаяся авторотация). В результате инерционного взаимодействия бокового и продольного движений самолета при его вращении появляется инерционный момент тангажа, смещающий режим продольной балансировки самолета по моменту в сторону больших углов атаки.

С течением времени при движении самолета в области закритических углов атаки аэродинамические моменты крена, рыскания и тангажа могут уравниваться соответствующими инерционными моментами, а аэродинамические силы — соответствующими массовыми силами (вес, силы инерции). Возникает установившийся штопор, т. е. режим, в котором все характеристики движения самолета (угловая скорость вращения, углы атаки и скольжения, положение самолета относительно оси штопора) остаются практически неизменными.

Установившийся штопор называют часто вертикальным (ось штопора практически совпадает с вертикалью). Предшествующий ему участок неустановившегося штопора (на котором ось штопора вначале близка к горизонтالي и лишь с течением времени приближается к вертикали) называют переходным или начальным участком штопора (участок перехода от сваливания к вертикальному штопору).

5.2. ВИДЫ ШТОПОРА

Все штопоры в зависимости от положения летчика в режиме (вверх или вниз головой относительно земли) разделяются на нормальные и перевернутые (рис. 5.3). В нормальном штопоре летчик находится головой вверх, в перевернутом — голо-

вой вниз (самолет штопорит в перевернутом положении — «на спине»). Нормальный штопор протекает при положительных, а перевернутый — при отрицательных закритических углах атаки $\alpha_{зкр}$. Последовательные положения самолета в нормальном и перевернутом штопорах и на входе в эти режимы показаны на рис. 5.4.

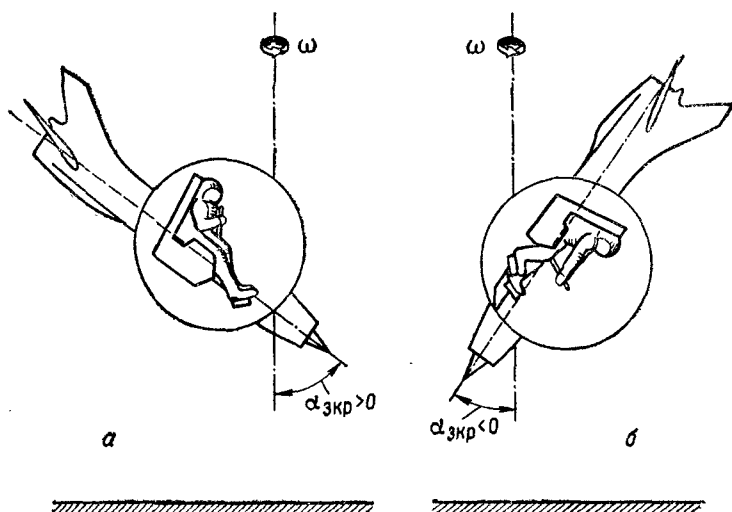


Рис. 5.3. Положения летчика относительно поверхности земли при нормальном (а) и перевернутом (б) штопорах

По углу наклона продольной оси самолета к горизонту, т. е. по углу тангажа, различают крутой, пологий и плоский штопоры (рис. 5.5). При крутом штопоре абсолютная величина угла тангажа самолета больше 50° , т. е. угол $|\vartheta| > 50^\circ$, при пологом — $30^\circ \leq |\vartheta| \leq 50^\circ$ и плоском — $|\vartheta| < 30^\circ$.

По направлению вращения самолета в режиме различают левый и правый штопоры. В левом штопоре (нормальном и перевернутом) самолет имеет левое вращение, в правом (нормальном и перевернутом) — правое. Если на штопорящий самолет смотреть сверху, то в правом нормальном и левом перевернутом штопорах центр тяжести самолета будет двигаться по ходу, а в левом нормальном и правом перевернутом штопорах — против хода часовой стрелки.

Осью штопора является ось спирали, по которой движется центр тяжести штопорящего самолета, радиусом штопора — радиус горизонтальной проекции этой спирали.

Различают внутреннее и наружное скольжение самолета в штопоре. Внутренним называется скольжение, при котором поток набегает на самолет со стороны внутреннего полукрыла — полукрыла, в сторону которого происходит вращение в штопоре, на-

ружным — при котором поток набегает на самолет со стороны наружного полукрыла.

Для современных сверхзвуковых самолетов (в отличие от старых сверхзвуковых, а тем более дозвуковых самолетов) характер-

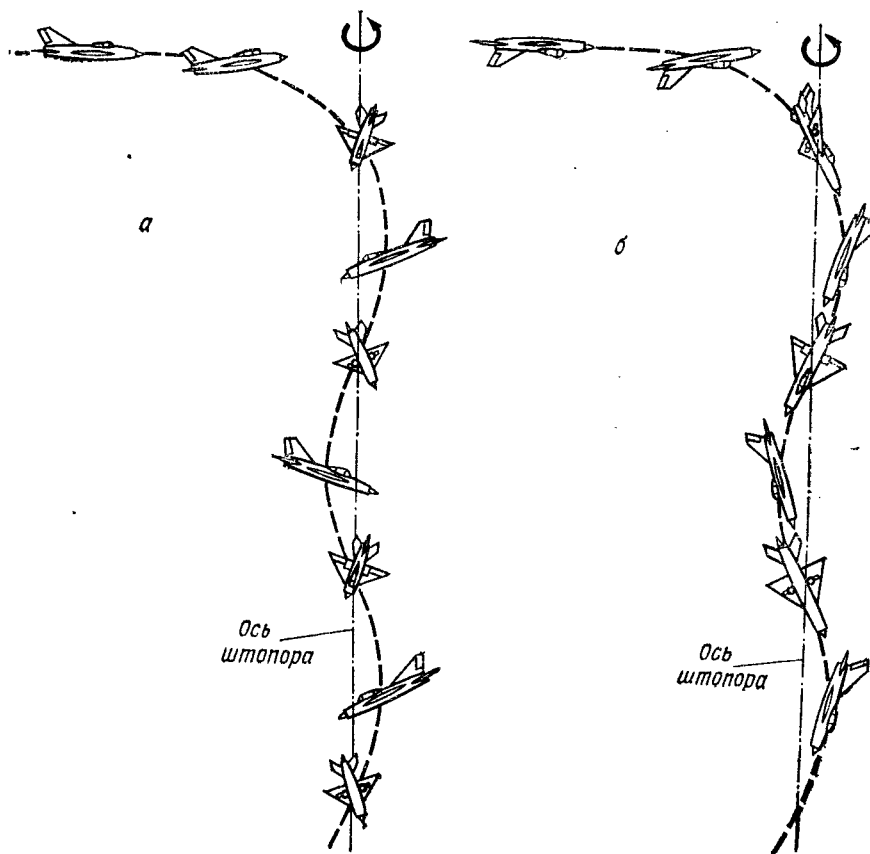


Рис. 5.4. Положения самолета в вертикальной плоскости на входе и в процессе нормального (а) и перевернутого (б) штопоров

ным является большое разнообразие режимов штопора. В основном это объясняется влиянием указанных выше конструктивно-аэродинамических особенностей таких самолетов. Даже у одного и того же современного сверхзвукового самолета характеристики нормального и перевернутого штопоров могут быть существенно различными в зависимости от начальных условий ввода (высоты, центровки и т. п.), продолжительности режима, положения рулей и элеронов в штопоре и др. Этим самолетам, как правило, присущи значительная неравномерность движения и большие колебания в штопоре.

Летчик должен изучить и твердо знать основные признаки (характерные особенности) каждого вида штопора. Это даст ему возможность в случае попадания в штопор быстро и точно определять его вид и выбрать правильный метод вывода самолета из этого сложного и опасного режима.

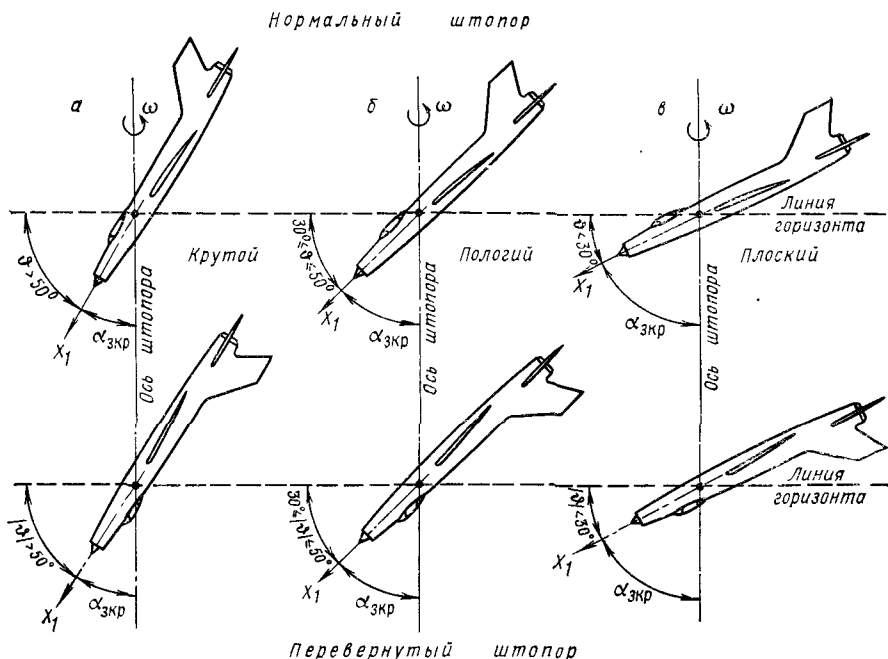


Рис. 5.5. Углы тангажа и атаки в нормальном и перевернутом штопорах:
а — крутой штопор ($|\theta| > 50^\circ$); б — пологий штопор ($30^\circ < |\theta| < 50^\circ$); в — плоский штопор ($|\theta| < 30^\circ$); $\theta + \alpha_{зкр} = 90^\circ$

Штопоры современных самолетов делятся на несколько видов, близких по основным их признакам. В качестве основных признаков принимаются величины и характер изменения угловых скоростей и перегрузок в штопоре, определяющие условия выхода из этого режима, т. е. величины и последовательность отклонения рулей на вывод. К данному виду относятся все режимы штопора, для вывода из которых должен применяться один и тот же метод пилотирования.

По этому принципу на рис. 5.6 дана классификация режимов штопора. Согласно ей нормальный штопор имеет четыре, а перевернутый — три вида режимов (на рисунке буквы «Н» и «П» при номерах методов вывода обозначают соответственно нормальный и перевернутый штопоры; описание методов вывода дано в разделах 6.4 и 6.5).

Все виды нормального и перевернутого штопоров современных самолетов обычной схемы делятся на неустойчивые и устойчивые штопоры.

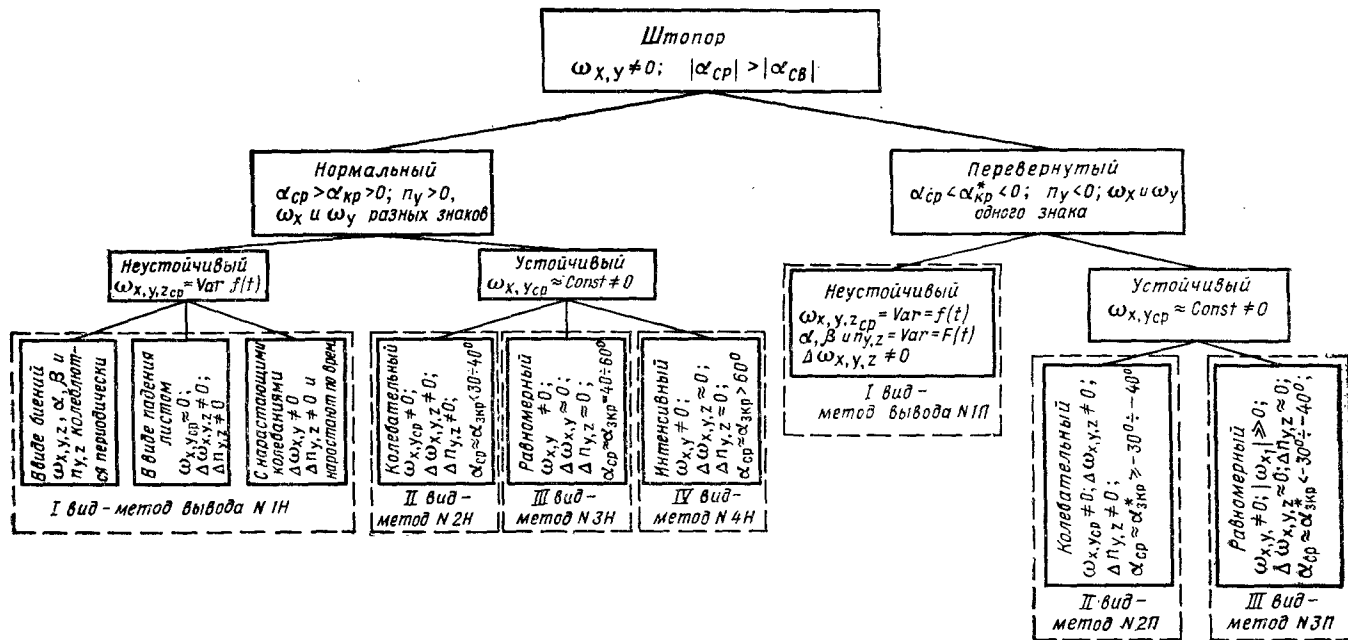


Рис. 5.6. Виды штопора современных самолетов

5.2.1. Неустойчивые нормальный и перевернутый штопоры

Неустойчивым называется штопор, в процессе которого самолет периодически меняет направление вращения относительно своих нормальной и продольной осей или приостанавливается. Такой штопор характеризуется весьма неравномерным вращением с большими амплитудами колебаний параметров движения самолета. В рассматриваемом штопоре нос самолета в отдельные моменты может произвольно подниматься выше горизонта или опускаться за вертикаль, абсолютные величины углов крена временами могут превышать 90° . В процессе режима обычно наблюдается тенденция к самопроизвольному переходу самолета из штопора одного направления в штопор другого направления или из нормального в перевернутый штопор и наоборот.

Неустойчивый нормальный штопор у современных самолетов имеет три разновидности:

- 1) штопор, протекающий в виде биений — с периодическими нарастаниями и затуханиями колебаний (автоколебаний) самолета;
- 2) штопор, протекающий в виде падения листом по спиралевидной траектории;
- 3) штопор, в процессе которого нарастают колебания (автоколебания) самолета.

Примеры неустойчивого нормального штопора сверхзвукового самолета показаны на рис. 5.7, 5.8 и 5.9.

Как видно из рис. 5.7, в левом нормальном штопоре, протекавшем в виде биений, колебания угловых скоростей крена и рыскания достигали в отдельные моменты соответственно $\Delta\omega_x \approx 4$ рад/с и $\Delta\omega_y \approx 1,4$ рад/с. Каждый цикл биений (колебаний угловых скоростей крена и рыскания) длился примерно 15 с. Между этими циклами самолет прекращал вращение относительно своей нормальной оси ($\omega_y = 0$). В течение каждого цикла колебания (точнее — автоколебания) самолета происходили с периодом примерно 2,5 с.

Показанный на рис. 5.8 режим штопора, протекавший в виде падения листом по спиралевидной траектории, сопровождался 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) самолет отклонялся влево и кренение происходило на левое крыло. Затем кратковременно ($t \approx 10 \div 11$ с) его нос начал отклоняться вправо, потом снова влево ($t \approx 11 \div 13$ с), затем опять вправо ($t \approx 13 \div 16$ с) и т. д. При этом и угловая скорость крена изменяла свой знак.

Таким образом, периодически изменялись не только величина, но и знак угловых скоростей крена и рыскания. Самолет в штопоре как бы переваливался с крыла на крыло с поворотами носа то вправо, то влево, т. е. совершал движение в виде падения

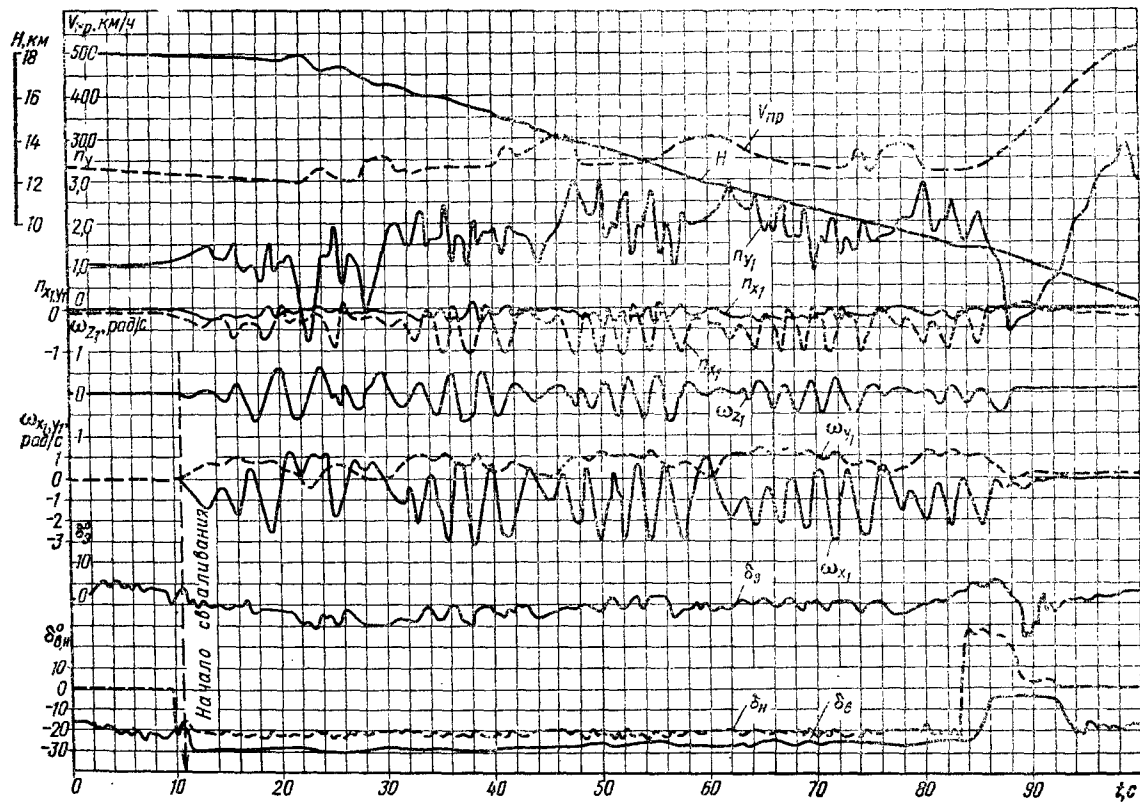


Рис. 5.7. Левый нормальный неустойчивый штопор, протекающий в виде биений

листом; при этом его центр тяжести перемещался по спиралеобразной траектории.

Режим левого нормального штопора, в процессе которого у самолета возникали нарастающие колебания (автоколебания), показан на рис. 5.9. Из графика видно, что четко выраженное нарастание колебаний нормальной перегрузки n_y ,

началось примерно через 10 с после сваливания самолета. Затем средняя величина нормальной перегрузки плавно увеличивалась, а колебания ее относительно этой величины быстро возрастали и к $t \approx 56$ с их амплитуда достигла $\Delta n_y \approx 5$. В процессе таких колебаний, происходивших с периодом примерно 2 с, самолет выходил то на малые докритические (величина n_y оказывалась близкой к нулю), то на большие закритические углы атаки.

Приведенные на этих графиках значения приборной скорости и высоты полета, полученные в штопоре, из-за погрешностей приемника воздушного давления, возникающих на больших углах атаки и скольжения, не характеризуют действительные величины указанных параметров. Они служат лишь для приближенной качественной

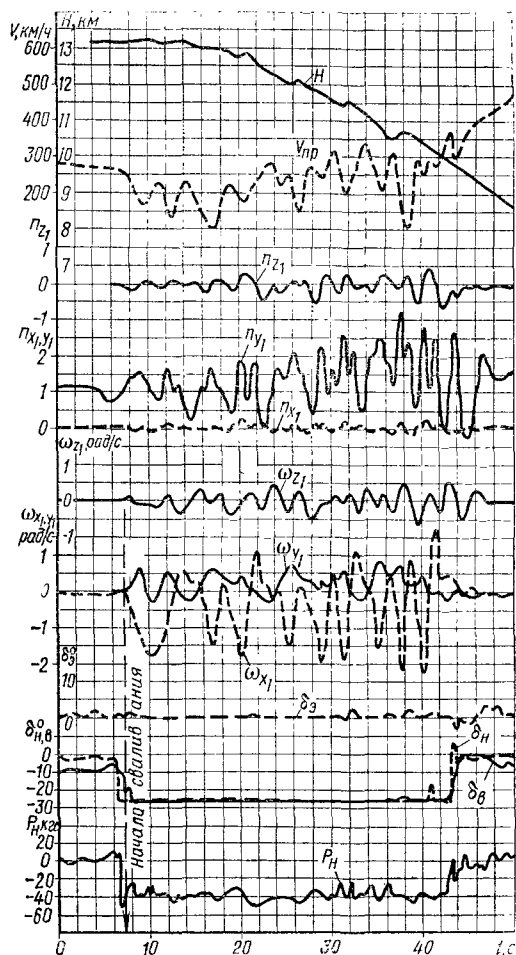


Рис. 5.8. Нормальный неустойчивый штопор, протекающий в виде падения листом по спиралеобразной траектории

оценки характера изменения этих параметров в штопоре.

В большинстве случаев при отклоненных по штопору рулях самолет в режиме неуставившегося штопора может находиться длительное время и прекращать самовращение только при установке рулей в нейтральное положение. Однако иногда самолет может самопроизвольно выходить из неустойчивого штопора даже

при отклоненных по штопору рулях. При этом в процессе штопора скорость полета нарастает. Режим штопора, при котором движение самолета сопровождается последовательно чередующимися выхо-

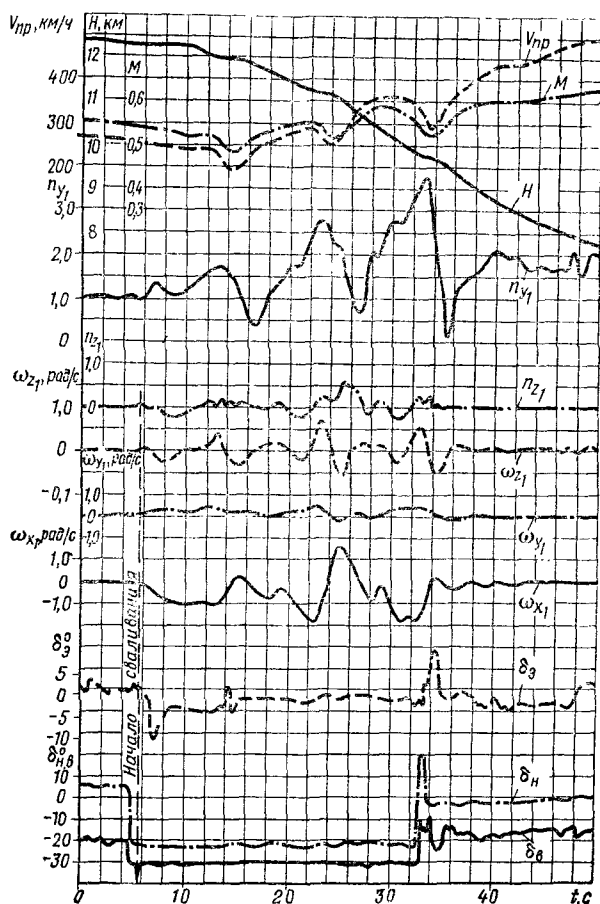


Рис. 5.10. Прогрессирующая штопорная спираль

дами на закритические углы атаки при непрерывном возрастании средних величин приборной скорости полета и нормальной перегрузки, называется **прогрессирующей штопорной спиралью**. Нарастание нормальной перегрузки в процессе колебаний самолета при таком штопоре может достигать опасных (по прочности самолета) величин. Поэтому летчик должен по возможности быстрее вывести самолет из такого штопора. На рис. 5.10 показан пример штопора, протекающего в виде прогрессирующей штопорной спирали. Из графика видно, что в данном случае отклонение рулей по штопору (при $t \approx 15$ с: руль высоты отклонен полностью на себя $-\delta_v \approx -30^\circ$,

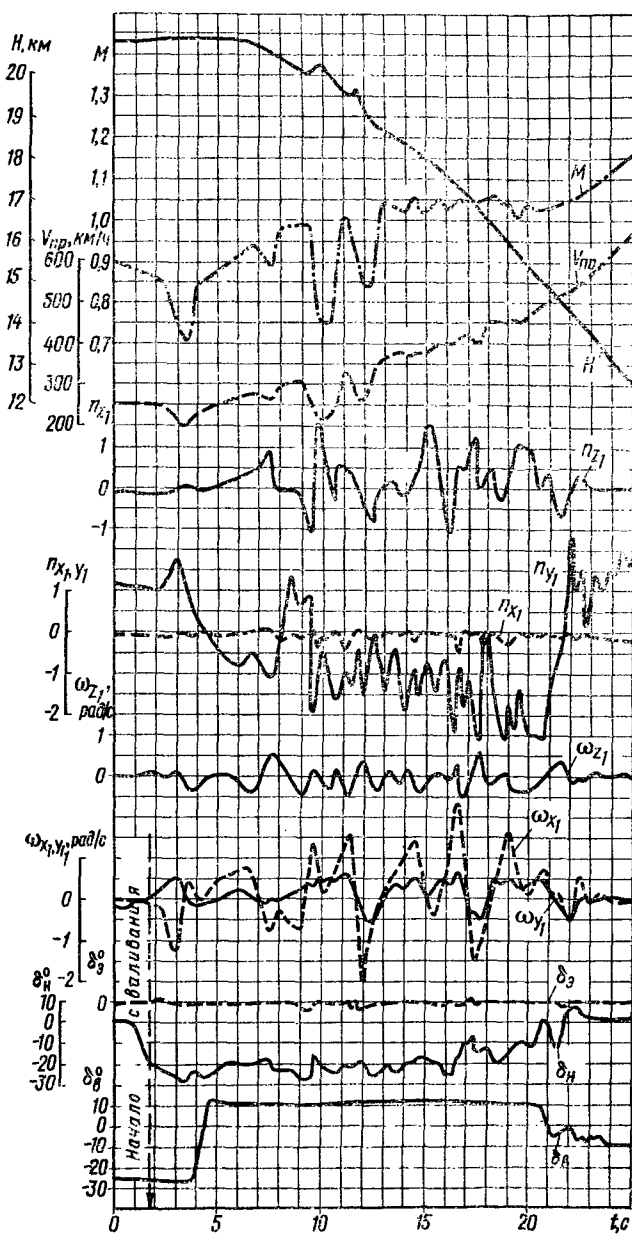


Рис. 5.11. Перевернутый неустойчивый шгопор

руль направления отклонен полностью по левому штопору ($\delta_n \approx -22^\circ$) привело к возникновению левого нормального штопора. Самолет начал вращаться влево с угловыми скоростями рыскания $\omega_{y_1} \approx +0,3 \div 0,4$ и крена $\omega_{x_1} \approx -1$ рад/с. Начиная примерно с $t = 13$ с (через 7 с после входа самолета в штопор) появились резкие колебания угловой скорости крена, сопровождавшиеся даже изменением ее знака (попеременные кренения то влево, то вправо). И нормальная перегрузка изменялась тоже в весьма широких пределах. Так, например, при $t \approx 16,5$ с она уменьшилась до $n_{y_1} \approx 0,4$, при $t \approx 23$ с возросла до 2,8, затем снова упала до 0,7, после чего возросла до 3,8 и т. д. При этом скорость самолета в режиме в среднем нарастала. «Провалы» на графике $V_{\text{шп}} = f(t)$ вызваны в основном также погрешностями приемника воздушного давления (ПВД) на больших углах атаки (эти «провалы» совпадают с моментами выхода самолета на наибольшие значения нормальной перегрузки).

Неустойчивый нормальный штопор возникает обычно после сваливания с исходных больших и реже со средних высот. При большой степени продольной статической устойчивости самолета по перегрузке (передняя центровка) и неполном отклонении ручки управления на себя в режиме он возможен и на меньших высотах.

Неустойчивый перевернутый штопор возникает, как правило, при сваливании самолета с больших высот в полете «на спине» или при близком к этому положении (сваливание на отрицательных углах атаки), а также в случае самопроизвольного выхода самолета на отрицательные закритические углы атаки в неустойчивом нормальном штопоре. Летная практика показывает, что у сверхзвуковых самолетов режимы неустойчивого перевернутого штопора встречаются весьма редко. Пример такого штопора приведен на рис. 5.11. Из графика видно, что ввод самолета в перевернутый штопор был произведен полным отклонением ручки управления от себя ($\delta_n \approx +12^\circ$) при полностью отклоненном влево руле направления ($\delta_n \approx -25^\circ$), т. е. рули были отклонены по левому перевернутому штопору. Элероны летчик все время удерживал в нейтральном положении. Режим штопора оказался крайне неустойчивым. Вначале самолет находился в левом перевернутом штопоре ($t \approx 5 \div 7$ с): поворачивал нос влево (угловая скорость рыскания $\omega_{y_1} > 0$) и кренился влево (угловая скорость крена $\omega_{x_1} > 0$ — самолет вращается относительно своей продольной оси слева направо в положении «на спине»). Затем он кратковременно перешел в правый перевернутый штопор ($\omega_{y_1} < 0$; $\omega_{x_1} < 0$), после чего снова в левый перевернутый ($t \approx 9,5 \div 11,5$ с) и т. д.

5.2.2. Устойчивые нормальный и перевернутый штопоры

Устойчивым называется штопор, в процессе которого самолет не изменяет направления вращения ни по рысканию (неизменный знак ω_{y_1}), ни по крену (неизменный знак ω_{x_1}) и отсутствуют за-

метные для летчика приостановки вращения. Вращение в таких режимах обычно сравнительно (а иногда и весьма) интенсивно и стабильно, т. е. направление вращения и средние значения угло-

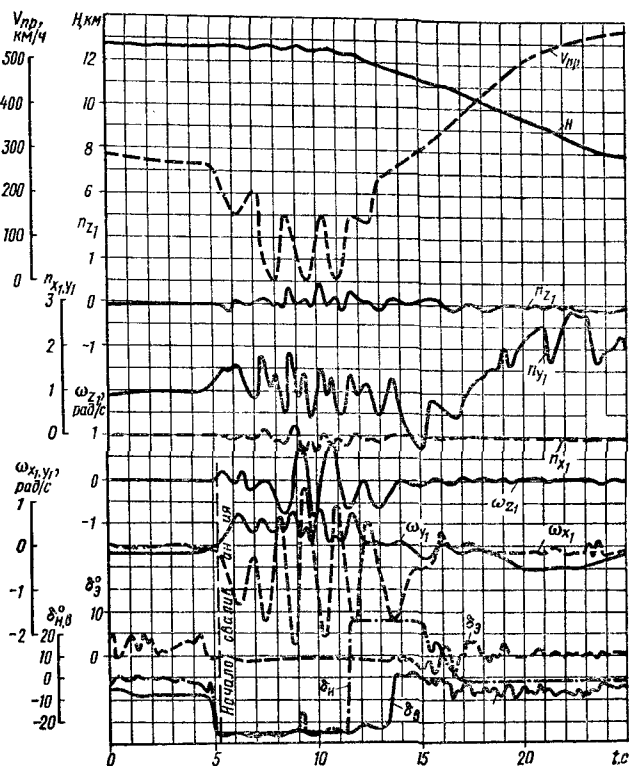


Рис. 5.12. Нормальный устойчивый колебательный штопор

вых скоростей не меняются. Нормальный и перевернутый устойчивые штопоры могут быть колебательными и равномерными, а нормальный устойчивый — еще и интенсивным (рис. 5.6).

Устойчивый колебательный штопор характерен весьма большими (по амплитуде) колебаниями угловой скорости крена ω_x , и незначительными колебаниями угловой скорости рыскания ω_y . Обычно это бывает крутой штопор. Амплитуды колебаний перегрузок n_{x_1} , n_{y_1} и n_{z_1} в неустойчивом штопоре оказываются, как правило, значительно большими, чем в устойчивом.

Пример протекания левого нормального устойчивого колебательного штопора показан на рис. 5.12. Из графика видно, что самолет, будучи введен в штопор на высоте 12,5 км и скорости 250 км/ч, сохранял первоначальное направление вращения (ле-

вое). После ввода в режим (при $t \approx 5$ с), выполненного практически одновременным отклонением рулей по штопору (ручка полностью на себя, левая педаль до упора вперед, элероны нейтрально), примерно через секунду установились средние угловые скорости рыскания $\omega_{y\text{ ср}} \approx 0,5$ рад/с и крена $\omega_{x\text{ ср}} \approx -0,75$ рад/с, средняя нормальная перегрузка $n_{y\text{ ср}} \approx 1,25$. Но самолет (при неизменном положении рулей по левому штопору) совершает большие колебания. При этом колебания достигали: нормальной перегрузки — $\Delta n_y \approx 1,4$, боковой — $\Delta n_{z_1} \approx 0,4$, продольной — $\Delta n_{x_1} \approx 0,6$, а колебания угловых скоростей — $\Delta \omega_{x_1} \approx 3,6$ (с изменениями знака), $\Delta \omega_y \approx 0,6$ и $\Delta \omega_{z_1} \approx 1,6$ рад/с.

Пример протекания правого перевернутого устойчивого колебательного штопора показан на рис. 5.13. В течение всего режима рули были отклонены по штопору: ручка — полностью от себя, правая педаль — до упора вперед, элероны — почти в нейтральном положении. (Удерживать элероны точно в нейтральном положении в необычных условиях штопора, особенно перевернутого, затруднительно, так как летчику в этих условиях и при изменяющихся перегрузках трудно не только сохранять, но и определять нейтральное положение ручки управления. Поэтому целесообразно, в частности, при тренировках на штопор устанавливать на приборной доске визуальные указатели положений рулей и в первую очередь — элеронов.) В этом перевернутом штопоре колебания угловых скоростей достигали таких величин: $\Delta \omega_{x_1} \approx 2$, $\Delta \omega_y \approx 0,5$ и $\Delta \omega_{z_1} \approx 1$ рад/с, а средние значения угловых скоростей крена и рыскания составляли: $\omega_{x\text{ ср}} \approx -1,2$ и $\omega_{y\text{ ср}} \approx -0,9$ рад/с. Отрицательная величина угловой скорости рыскания говорит о том, что штопор правый, так как нос самолета отклоняется вправо (это видит летчик). Отрицательное значение угловой скорости крена показывает, что для летчика самолет вращается относительно своей продольной оси против часовой стрелки (наблюдатель, находящийся выше самолета, видел бы, что самолет в положении «на спине» вращается влево с поднятым внутренним полукрылом).

Нормальный устойчивый колебательный штопор обычно возникает на средних высотах в начале режима, т. е. на переходном участке. В перевернутый устойчивый колебательный штопор самолет может попадать или при отклонении элеронов в нормальном устойчивом колебательном штопоре, или при ошибках пилотирования, допущенных на выводе самолета из нормальных неустойчивого и устойчивого колебательного штопоров. В перевернутом устойчивом колебательном штопоре разница между средними абсолютными величинами угловых скоростей крена и рыскания обычно бывает незначительна. Так, в приведенном на рис. 5.13 примере при $t \approx 18 \div 30$ с были $|\omega_{x\text{ ср}}| \approx 1,2$ и $|\omega_{y\text{ ср}}| \approx 0,9$ рад/с.

Устойчивый равномерный штопор (рис. 5.6) протекает при сравнительно малых (иногда практически нулевых) амплитудах

колебаний самолета и характеризуется интенсивностью и постоянством направления вращения.

В нормальном устойчивом равномерном штопоре средний угол атаки самолета $\alpha_{ср} \approx 40 \div 60^\circ$ (чаще $\alpha_{ср} \approx$

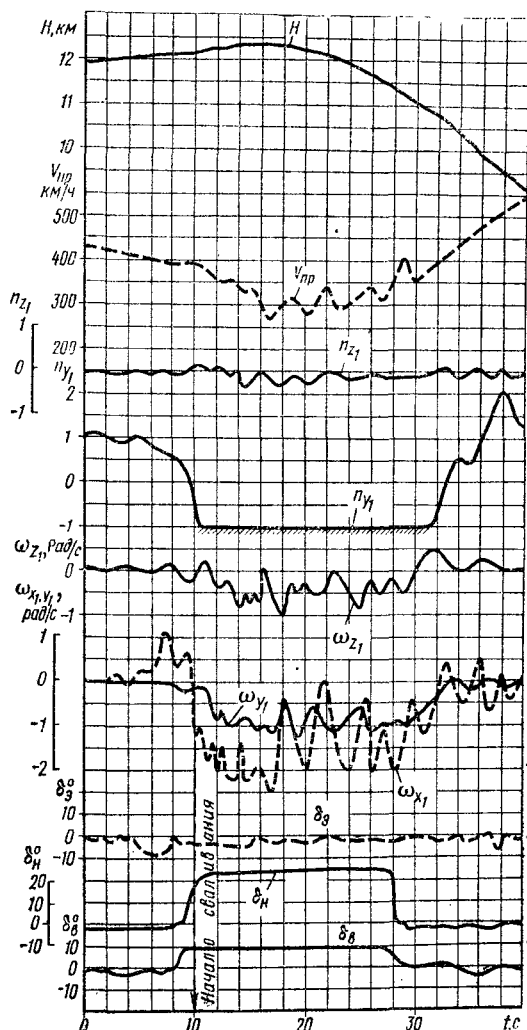


Рис. 5.13. Перевернутый устойчивый колебательный штопор

$\approx 45 \div 50^\circ$, пологий штопор), в нормальном устойчивом интенсивном штопоре $\alpha_{ср} > 60^\circ$ (чаще $\alpha_{ср} \approx 65 \div 70^\circ$, а иногда и больше — плоский штопор). Последний характерен очень большой скоростью вращения самолета,

Пример пологого штопора приведен на рис. 5.14 (при $t \approx 15 \div 31$ с угол $\alpha_{ср} \approx 45^\circ$), плоского штопора — на рис. 5.15 (при $t \approx 48 \div 70$ с угол $\alpha_{ср} \approx 75^\circ$).

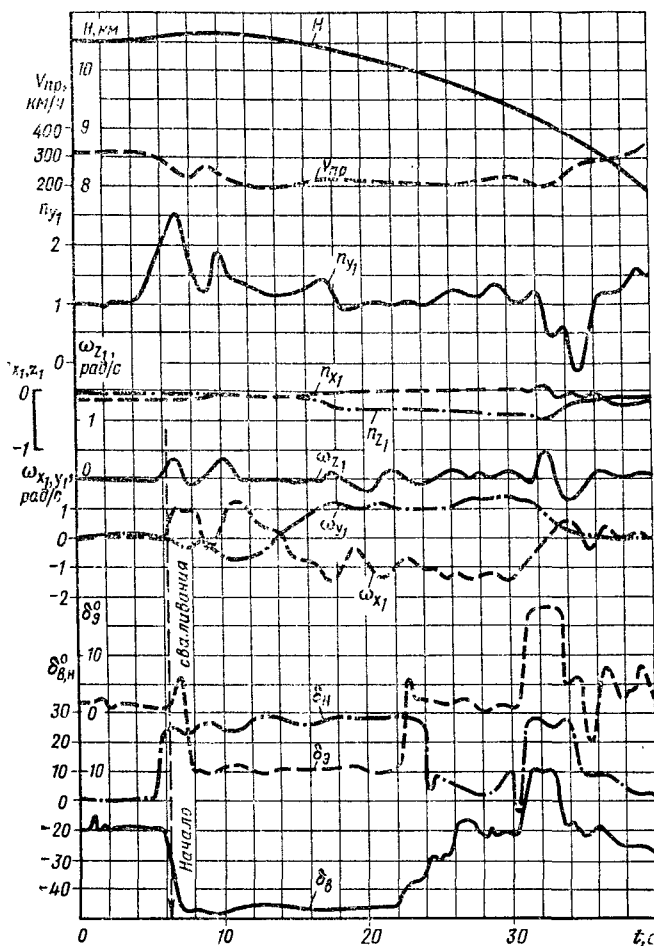


Рис. 5.14. Нормальный устойчивый равномерный пологий штопор

Нормальный устойчивый равномерный штопор возникает обычно на средних и малых высотах, особенно при большой продолжительности режима, т. е. когда штопор становится вертикальным. У сверхзвуковых самолетов такой штопор протекает на весьма больших закритических углах атаки.

Перевернутый устойчивый равномерный штопор характерен весьма большими абсолютными величинами угло-

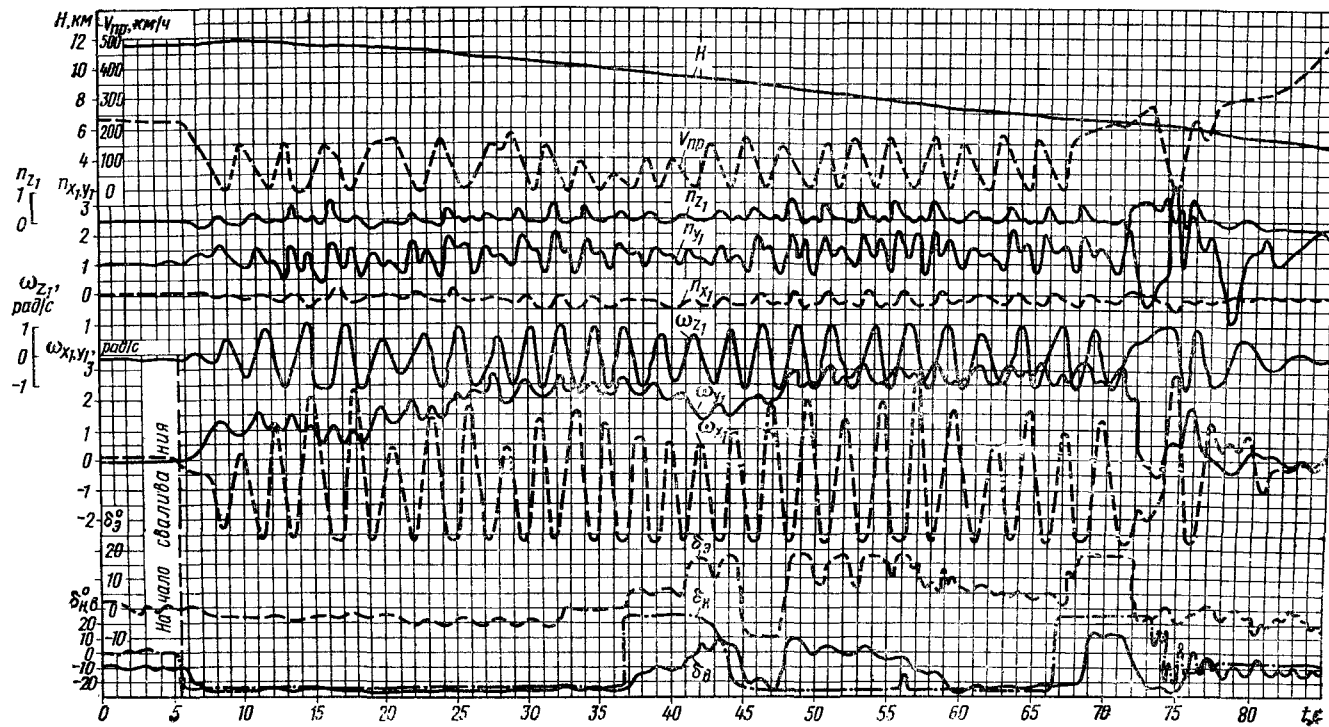


Рис. 5.15. Нормальный устойчивый интенсивный плоский штопор

вой скорости крена ($\omega_x \geq 3$ рад/с) и сравнительно малыми колебаниями самолета. Возникает он чаще в результате ошибок пилотирования при выводе самолета из нормального устойчивого равномерного штопора, реже — непосредственно после сваливания с исходных отрицательных углов атаки на средних и малых высотах полета. Пример протекания перевернутого устойчивого равномерного штопора показан на рис. 5.16. Как видно из рисунка, вначале летчик отклонил рули по левому нормальному штопору: руль направления полностью влево ($\delta_n \approx -25^\circ$) и руль высоты полностью вверх ($\delta_v \approx -35^\circ$), удерживая элероны в нейтральном положении. При $t \approx 6$ с возник левый нормальный устойчивый равномерный штопор, в котором $\omega_y \text{ ср} \approx 1,2$ и $\omega_x \text{ ср} \approx -1$ рад/с. Значения средних углов атаки $\alpha_{\text{ср}}$ и тангажа $\vartheta_{\text{ср}}$ самолета в штопоре можно найти по формулам:

$$\operatorname{tg} \alpha_{\text{ср}} \approx -\frac{\omega_y \text{ ср}}{\omega_x \text{ ср}}; \quad \vartheta_{\text{ср}} = \Theta_{\text{ср}} + \alpha_{\text{ср}}.$$

Произведя вычисления, получим $\alpha_{\text{ср}} \approx 50^\circ$. Имея в виду, что штопор возник на небольшой высоте и протекал достаточно продолжительно, можно предположить, что он уже стал почти вертикальным, т. е. средний угол наклона траектории штопора $\Theta_{\text{ср}} \approx -90^\circ$. Тогда найдем угол тангажа самолета: $\vartheta_{\text{ср}} \approx -90^\circ + 50^\circ \approx -40^\circ$. Это значит, что штопор пологий.

На выводе из этого пологого штопора летчик допустил ошибку пилотирования: применил наиболее «сильный» метод вывода (метод № 4Н), хотя по характеру режима достаточно было применить метод № 3Н. Отклонение руля направления полностью вправо — на вывод (при $t \approx 20,5$ с $\delta_n \approx +25^\circ$) и практически одновременное отклонение элеронов более чем на полхода по штопору (правый элерон отклонен вниз на $\delta_a \approx +11^\circ$ — ручка влево) привели к тому, что угловая скорость рыскания начала резко уменьшаться: от 1,3 рад/с в момент начала отклонения руля направления и элеронов до 0,4 рад/с в момент начала отклонения руля высоты на вывод (при $t \approx 24,5$ с). После того как летчик энергично отклонил ручку от себя до нейтрального положения ($t \approx 25,5$ с, $\delta_v \approx 0$), угловая скорость рыскания уменьшилась до нуля. Из-за того что летчик и после этого удерживал руль направления отклоненным полностью вправо и продолжал отдавать ручку управления от себя (отклонил ее полностью от себя к моменту $t \approx 26,5$ с, $\delta_v \approx +18^\circ$), самолет вместо выхода из нормального штопора попал в перевернутый штопор. Этот переход произошел следующим образом. Самолет опустил нос (абсолютная величина угла тангажа изменилась от $\vartheta_{\text{ср}} \approx -40^\circ$ в режиме нормального штопора до $\vartheta_{\text{ср}} \approx -80^\circ$ на выводе из него), перевернулся «на спину», продолжая вращаться относительно своей продольной оси против часовой стрелки (с точки зрения летчика). Опускание носа привело к возрастанию абсолютной величины ω_x , за счет соответствующего уменьшения абсолютной величины ω_y . Для наблюдателя, находящегося выше

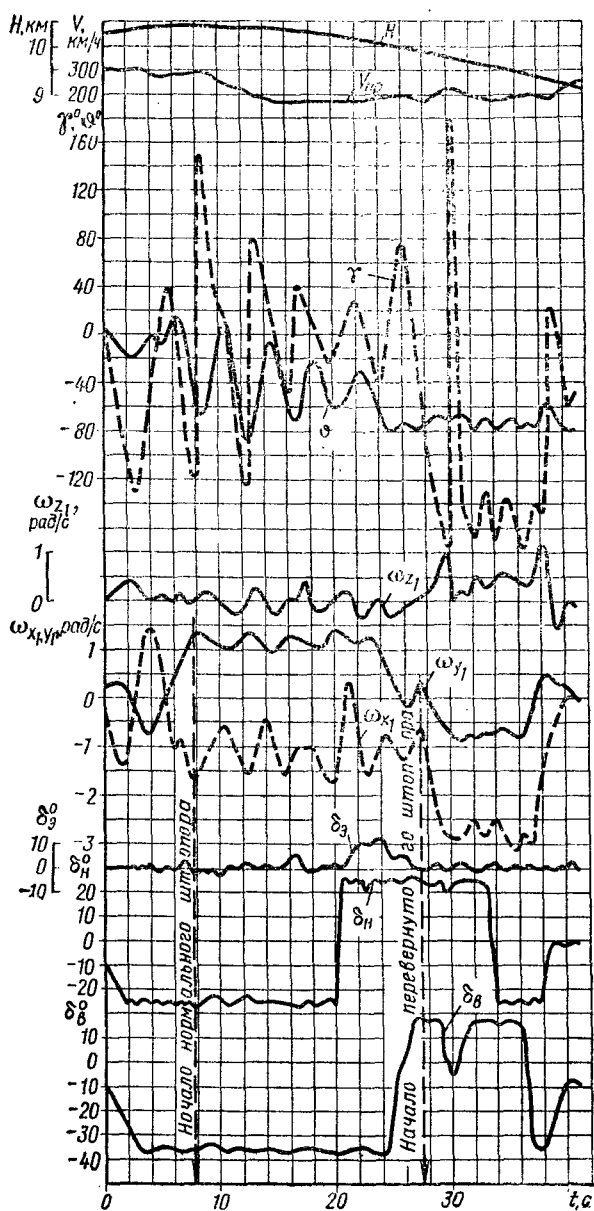


Рис. 5.16. Правый перевернутый устойчивый равномерный штопор

самолета, направление вращения в штопоре не изменилось — для него самолет продолжает штопорить влево, но только уже «на спине».

Возникший в результате указанной ошибки пилотирования правый перевернутый штопор (при $t \approx 28 \div 37$ с) был также равномерным устойчивым. Параметры режима имели следующие средние значения: $\omega_{x\text{ ср}} \approx -2,8$ и $\omega_{y\text{ ср}} \approx -0,75$ рад/с, $\alpha_{\text{ср}} \approx -15^\circ$ и $\vartheta_{\text{ср}} \approx -75^\circ$. Значит, это был крутой перевернутый штопор. Колебания самолета в процессе такого штопора оказались значительно меньшими, чем в исходном левом нормальном штопоре: $\Delta\omega_{x_1} \approx 0,3$ рад/с (в нормальном $\Delta\omega_{x_1} \approx 0,5 \div 1$ рад/с) и $\Delta\omega_{y_1} \approx 0,15$ рад/с (в нормальном $\Delta\omega_{y_1} \approx 0,3 \div 0,4$ рад/с).

5.3. ОСОБЕННОСТИ ШТОПОРА СОВРЕМЕННЫХ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ

Характер штопора у современных сверхзвуковых маневренных самолетов весьма существенно отличается от такого же режима у самолетов предыдущих поколений (периода 50—60-х годов). Это различие объясняется в основном конструктивно-аэродинамическими и эксплуатационными особенностями современных сверхзвуковых маневренных самолетов. Так, например, эти самолеты имеют фюзеляж большого удлинения с вытянутой острой носовой частью, тонкие крылья малого размаха и большой стреловидности. Это привело к размещению основной нагрузки в фюзеляже. Из-за большого разнеса масс вдоль фюзеляжа значительно возросло соотношение инерционных моментов рыскания и крена (у дозвуковых самолетов это соотношение было порядка 2—4, у сверхзвуковых оно достигает 10—15). Это способствует развитию движения крена на больших углах атаки и возникновению связанных с этим неблагоприятных особенностей в поведении самолета.

Применение тонких стреловидных и треугольных крыльев малого удлинения и большой стреловидности с заостренной передней кромкой вызвало существенное изменение их аэродинамических характеристик и особенно в области больших углов атаки. Эти изменения выразились, например, в более плавном протекании кривой $C_y = f(\alpha)$ в области максимума, в значительном увеличении критических углов атаки ($\alpha_{\text{кр}} \geq 30 \div 40^\circ$), уменьшении демпфирующих моментов крена.

На современных сверхзвуковых самолетах широко применяются средства автоматической стабилизации (демпферы рыскания, тангажа и т. п.), перекрестные связи в управлении самолетом (кинематическое подключение руля направления к элеронам). Это вызвано необходимостью повышения эффективности органов управления при переходе к большим сверхзвуковым скоростям, парирования слабозатухающих собственных колебаний самолета (особенно на больших высотах), получения приемлемых характеристик поперечной управляемости самолета на больших углах атаки (на

этих углах атаки при отклонении элеронов создаются значительные моменты рыскания, препятствующие кренению).

У маневренных самолетов с переходом к сверхзвуковым скоростям существенно возрастает запас продольной устойчивости и значительно уменьшается запас путевой устойчивости. На больших углах атаки они имеют повышенный запас поперечной устойчивости и пониженный запас продольной устойчивости по перегрузке (возможна даже неустойчивость по перегрузке).

Высокая тяговооруженность современных сверхзвуковых самолетов позволила весьма значительно увеличить эксплуатационные скорости (числа M) и высоты полета, продольные перегрузки (ускорения). Избыток тяги (при сравнительно больших расходах горючего) в основном обусловил преобладание у таких самолетов неустановившихся режимов полета.

Утолщение хвостовой части фюзеляжа (уменьшение сужения — диффузорности), увеличение длины корневых хорд крыла из-за большого сужения (особенно треугольного крыла) и малой относительной толщины крыла, а также увеличение стреловидности хвостового оперения способствуют повышению степени аэродинамического затенения хвостового оперения на околокритических углах атаки. Это снижает эффективность органов управления.

Все перечисленные важнейшие особенности сверхзвуковых маневренных самолетов существенно сказываются и на характеристиках штопора этих самолетов.

5.3.1. Штопор на переходном (начальном) участке режима

Расширение эксплуатационного диапазона высот полета делает возможным попадание самолета в сваливание и штопор на весьма больших высотах.

С увеличением высоты сваливания начальный (переходный) участок штопора становится более пологим, протяженность его возрастает, потому что возрастает исходная истинная скорость сваливания (при постоянном скоростном напоре из-за уменьшения плотности воздуха с высотой истинная скорость увеличивается). В свою очередь возрастание истинной скорости полета вызывает увеличение числа M . Уменьшение $C_{y\sigma}$ под усиливающимся влиянием сжимаемости с высотой приводит к дополнительному увеличению скорости сваливания.

Летчикам на сверхзвуковых самолетах при непреднамеренном попадании в штопор в основном приходится иметь дело именно с начальным участком этого режима, так как в большинстве случаев вывод самолета из штопора приходится начинать задолго до начала его вертикального участка. Поэтому летчик должен твердо знать все особенности поведения и пилотирования современных сверхзвуковых самолетов на переходном участке штопора.

Движение сверхзвукового самолета на переходном участке штопора обычно весьма неравномерно, т. е. сопровождается боль-

шими колебаниями, иногда остановками и даже изменениями направления вращения. Это обусловлено влиянием нелинейного протекания аэродинамических характеристик по углам атаки и скольжения, по числам M и Re и т. п., а также влиянием гироскопического момента ротора двигателя и несовпадения направлений оси вращения самолета и вектора скорости полета.

Несовпадение направлений оси вращения самолета и вектора скорости полета приводит к изменению углов атаки и скольжения самолета в процессе вращения, а значит, и к изменению угловых скоростей крена и рыскания. Значительно уменьшается и скорость полета. Весьма резко и неравномерно изменяются аэродинамические силы и моменты. Вследствие увеличения угловых скоростей крена и рыскания и неравномерности их изменения влияние гироскопического момента на неравномерность движения самолета в штопоре усиливается.

Переход к вертикальному штопору обычно бывает связан с хорошо заметным для летчика изменением характеристик режима. По окончании начального участка (приблизненно это совпадает с началом установившегося снижения самолета) вращение самолета становится более определенным по направлению, интенсивным и равномерным. Из-за большого разнosa масс вдоль фюзеляжа у сверхзвукового самолета движение крена развивается быстрее, чем движения рыскания и тангажа, что приводит к увеличению соотношения $\{\omega_x \text{ ср}\} : \{\omega_y \text{ ср}\}$ на переходном участке штопора.

Траектория полета на переходном участке под действием силы тяжести (подъемная сила здесь практически самонейтрализуется) постепенно отклоняется вниз. Увеличение крутизны траектории в известной мере замедляется стремлением раскрутившегося самолета подобно гироскопу сохранять исходное положение оси вращения в пространстве. Однако из-за большого угла атаки хвостового оперения (большой угол между продольной осью самолета и вектором скорости полета) на этом оперении возникают значительные аэродинамические силы, стремящиеся опустить нос самолета. Под преобладающим действием этих сил наклон оси вращения, как и наклон траектории, увеличивается (хотя и медленнее, чем у траектории). Спустя некоторое время (на средних высотах это бывает обычно через 15—20 с после входа в штопор) траектория (вектор скорости), а затем и ось вращения самолета становятся вертикальными или почти отвесными, т. е. их направления практически совпадают — начинается вертикальный штопор.

К этому необходимо добавить следующее. Как отмечалось, на переходном участке скорость полета уменьшается (с увеличением закритических углов атаки увеличивается и лобовое сопротивление самолета). Это приводит к уменьшению аэродинамического восстанавливающего момента и момента авторотации. Но момент авторотации уменьшается медленнее, так как он изменяется пропорционально скорости в первой степени, а восстанавливающий — квадрату скорости. Это вызывает дополнительное увеличение скорости вращения, что способствует усилению влияния самолета как

гироскопа: приближение оси вращения к вектору скорости, а оси штопора к вертикали замедляется.

Итак, к основным факторам, от которых зависят характеристики движений тангажа и рыскания (изменения углов атаки α и скольжения β) на переходном участке штопора, относятся:

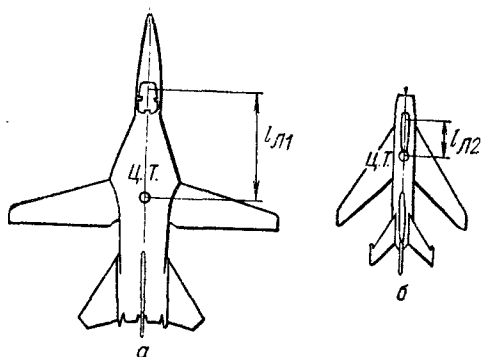


Рис. 5.17. К сравнению удалений летчика от центра тяжести на сверхзвуковых самолетах с крыльями изменяемой (а) и постоянной (б) стреловидности ($l_{л1} > l_{л2}$)

а) аэродинамические моменты, создаваемые отклоненными по штопору рулями высоты и направления;

б) гироскопический момент ротора двигателя;

в) несовпадение оси вращения самолета с вектором скорости полета, вызывающее циклические изменения углов α и β ;

г) дестабилизирующий инерционный момент рыскания;

д) восстанавливающий аэродинамический момент рыскания, стремящийся сохранить исходный угол скольжения.

В действительности же на переходном участке самолет подвергается воздействию многих других факторов, усугубляющих неравномерность протекания штопора. Здесь (для упрощения, суть явления от этого не меняется) не учитывается влияние, например, демпфирующих и спиральных моментов, а также считается, что аэродинамические восстанавливающие моменты тангажа и рыскания знака не меняют.

Изменения под влиянием указанных основных факторов характеристик движений тангажа и рыскания за один оборот самолета (поворот его на 360° относительно оси вращения, не совпадающей с вектором скорости) на переходных участках правого и левого нормальных штопоров при рулях, отклоненных по штопору, и нейтральных элеронах приведены в табл. 5.1—5.4.

В заключение раздела важно отметить следующий существенный фактор, затрудняющий работу летчика при штопоре. Известно, что на некоторых сверхзвуковых самолетах из-за ряда особенностей конструктивно-весовой компоновки (удлиненная носовая часть фюзеляжа, значительные вес и объем механизма, изменяющего стреловидность крыла, и расположение его в центроплане или средней части фюзеляжа и др.) кабина летчика отнесена намного дальше от центра тяжести самолета, чем на старых сверхзвуковых самолетах (рис. 5.17). Поэтому летчик на современном самолете во время штопора испытывает (в других сходных условиях) существенно большие перегрузки (особенно нормальные). Установлено, что в этом случае перегрузки могут увеличиться на

Таблица 5.1

**Изменение движения рыскания на переходном участке правого нормального штопора
(рули высоты и направления отклонены по штопору, элероны в нейтральном положении)**

Четверть оборота	Действие руля на- правления, отклоненного вправо	Действие гироскопиче- ского момента	Действие несовпадения оси вращения с вектором скорости полета	Действие инерционного дестабилизирующего момента рыскания	Действие аэродинамиче- ского восстанавли- вающего момента рыскания
I	Вызывает левое скольжение	Вызывает правое скольжение	Вызывает правое скольжение	Увеличивает угол $ \beta $	Препятствует из- менению угла $ \beta $
II	То же	То же	То же	То же	То же
III	»	Вызывает левое скольжение	Вызывает левое скольжение	»	»
IV	»	То же	То же	»	»

**Изменение движения тангажа на переходном участке правого нормального штопора
(при положениях рулей и элеронов, указанных в табл. 5.1)**

Четверть оборота	Действие руля высоты, отклоненного вверх (ручка отклонена на себя)	Действие гироскопиче- ского момента	Действие несовпадения оси вращения с векто- ром скорости полета	Действие инерционного дестабилизирующего момента рыскания	Действие аэродинамиче- ского восстанавливаю- щего момента рыскания
I	Увеличивает угол α , поднимает нос само- лета	Увеличивает угол α , поднимает нос само- лета	Уменьшает угол α , опускает нос само- лета	Увеличивает угол $ \alpha $, поднимает нос самолета	Препятствует изме- нению угла α (при увеличении α подни- мает, при уменьше- нии α опускает нос самолета)
II	Увеличивает угол α , опускает нос само- лета	Увеличивает угол α , опускает нос само- лета	То же	Увеличивает угол $ \alpha $, опускает нос самолета	Препятствует изме- нению угла α (при увеличении α опуска- ет, при уменьшении α поднимает нос само- лета)
III	То же	То же	Увеличивает угол α , поднимает нос само- лета	То же	То же
IV	Увеличивает угол α , поднимает нос само- лета	Увеличивает угол α , поднимает нос само- лета	То же	Увеличивает угол $ \alpha $, поднимает нос самолета	Препятствует изме- нению угла α (при увеличении α подни- мает, при уменьше- нии α опускает нос самолета)

**Изменение движения рыскания на переходном участке левого нормального штопора
(рули высоты и направления отклонены по штопору, элероны в нейтральном положении)**

Четверть оборота	Действие руля направ- ления, отклоненного влево	Действие гироскопиче- ского момента	Действие несовпадения оси вращения с век- тором скорости полета	Действие инерционного дестабилизирующего момента рыскания	Действие аэродинамиче- ского восстанавливаю- щего момента рыскания
I	Вызывает правое скольжение	Вызывает правое скольжение	Вызывает левое скольжение	Увеличивает угол $ \beta $	Препятствует изме- нению угла β
II	То же	То же	То же	То же	То же
III	»	Вызывает левое скольжение	Вызывает правое скольжение	»	»
IV	»	То же	То же	»	»

**Изменение движения тангажа на переходном участке левого нормального штопора
(при положении рулей и элеронов, указанных в табл. 5.3)**

Четверть оборота	Действие руля высоты, отклоненного вверх (ручка отклонена на себя)	Действие гироскопиче- ского момента	Действие несовпадения оси вращения с векто- ром скорости полета	Действие инерционного дестабилизирующего момента тангажа	Действие аэродинамиче- ского восстанавливаю- щего момента тангажа
I	Увеличивает угол α , поднимает нос само- лета	Уменьшает угол α , опускает нос само- лета	Уменьшает угол α , опускает нос само- лета	Увеличивает угол $ \alpha $, поднимает нос самолета	Препятствует изме- нению угла α (при увеличении α подни- мает, при уменьше- нии α опускает нос самолета)
II	Увеличивает угол α , опускает нос само- лета	Уменьшает угол α , поднимает нос само- лета	То же	Увеличивает угол $ \alpha $, опускает нос самолета	Препятствует изме- нению угла α (при увеличении α опуска- ет, при уменьшении α поднимает нос само- лета)
III	То же	То же	Увеличивает угол α , поднимает нос само- лета	То же	То же
IV	Увеличивает угол α , поднимает нос само- лета	Уменьшает угол α , поднимает нос само- лета	То же	Увеличивает угол $ \alpha $, поднимает нос самолета	Препятствует изме- нению угла α (при увеличении α подни- мает, при уменьше- нии α опускает нос самолета)

$\Delta n \approx 2 \div 2,5$, а иногда и более. Величину нормальной перегрузки $n_{y\text{л}}$, действующей на летчика, с учетом влияния удаления кабины от центра тяжести самолета можно найти по следующей формуле:

$$n_{y\text{л}} \approx n_y + \Delta n_{y\text{л}},$$

где n_y — нормальная перегрузка в центре тяжести самолета;

$\Delta n_{y\text{л}} \approx 0,102 (\omega_x \omega_y + \varepsilon_z) l_{\text{л}}$ — прирост перегрузки, вызванный удалением $l_{\text{л}}$ кабины летчика от центра тяжести самолета (рис. 5.17);

ω_x, ω_y — угловые скорости крена и рыскания соответственно;

ε_z — угловое ускорение тангажа в штопоре.

5.3.2. Вертикальный (развившийся) штопор

В начале переходного участка штопора можно считать, что вращение самолета происходит относительно его продольной или достаточно близкой к ней оси. В конце переходного участка (с развитием штопора) ось вращения самолета все более приближается к вектору скорости полета. В вертикальном (развившемся) штопоре эта ось уже близка, а в отдельных случаях и просто совпадает с вектором скорости. Таким образом, в развившемся штопоре ось штопора становится отвесной или почти вертикальной. Вектор скорости в этом случае составляет обычно сравнительно небольшой угол с вертикалью. Уменьшение угла между осью вращения и вектором скорости полета приводит к уменьшению колебаний и неравномерности движения самолета в режиме, способствует переходу к установившемуся штопору.

Различия в аэродинамической, конструктивной и весовой компоновках сверхзвуковых и дозвуковых самолетов обуславливают значительные расхождения и в характеристиках вертикального штопора. Средняя угловая скорость вращения сверхзвукового самолета в таком штопоре, как правило, заметно меньше, чем у дозвукового. Это несколько облегчает сохранение летчиком пространственной ориентировки и уменьшает перегрузки в режиме. Летчики иногда говорят, что (в сходных условиях) сверхзвуковой самолет штопорит «спокойнее» дозвукового (несмотря на большие неравномерности вращения и колебания в режиме). Эта скорость уменьшилась в основном потому, что заметно увеличился разнос масс по продольной оси самолета и длиннее стал фюзеляж. Последнее вызвало увеличение тормозящего аэродинамического момента, создаваемого самим фюзеляжем и вертикальным оперением и препятствующего росту угловой скорости.

Средний угол атаки у сверхзвукового самолета в развившемся штопоре значительно больше, чем у дозвукового. Обусловлено это в основном возрастанием инерционного момента тангажа, создаваемого центробежными силами, действующими на распределенные по длине фюзеляжа массы, и увеличением критических углов

атаки. У большинства сверхзвуковых самолетов в нормальном развившемся штопоре на средних высотах $\alpha_{\text{ср}} \approx 45 \div 55^\circ$, у поршневых же самолетов при таком штопоре $\alpha_{\text{ср}} \approx 28 \div 35^\circ$.

У сверхзвуковых самолетов в вертикальном штопоре значительно больше и скорость снижения. Объясняется это в основном возросшей удельной нагрузкой на крыло и ухудшением его несущей способности.

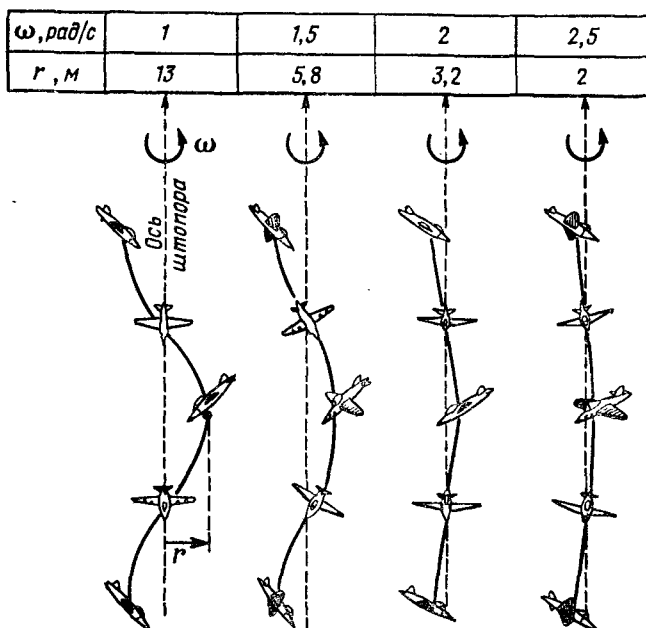


Рис. 5.18. Зависимость радиуса штопора от угловой скорости вращения самолета в режиме

щих свойств. Из-за уменьшения средней угловой скорости вращения средний радиус штопора у сверхзвуковых самолетов тоже больше, чем у дозвуковых. Влияние угловой скорости вращения самолета в штопоре на радиус штопора показано на рис. 5.18.

Нестабильность и неравномерность штопора, особенно на больших высотах, являются одними из важнейших особенностей поведения сверхзвуковых самолетов в этом режиме. Как уже указывалось, эти особенности в основном вызваны нелинейностью протекания аэродинамических характеристик, влиянием гироскопического момента ротора двигателя и несовпадения оси вращения самолета с вектором скорости (последнее относится только к переходному участку штопора). Кроме того, усилению неравномерности и неустойчивости штопора в значительной степени способствуют особенности развития вихревой системы, образуемой фюзеляжем и крылом на закритических углах атаки, и ее влияния на условия

обтекания хвостового оперения, т. е. на его эффективность. При положительных закритических углах атаки хвостовое оперение может практически полностью попадать в эту вихревую систему.

Если самолет имеет треугольное крыло, то при не очень больших закритических углах атаки поток отделяется от него и образуются интенсивные вихри, сходящиеся с передней кромки. Устойчивость такого обтекания уменьшается с возрастанием угла

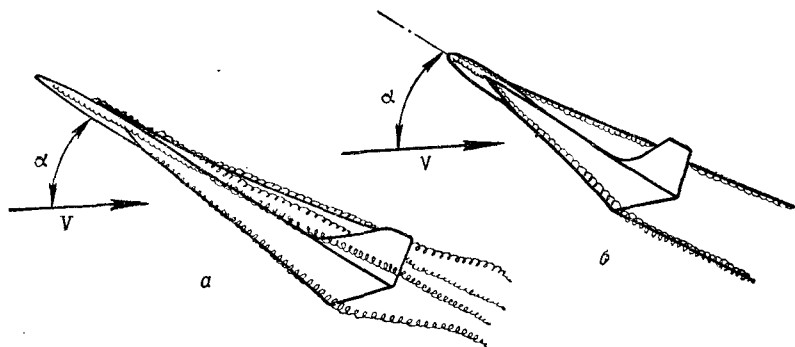


Рис. 5.19. Вихревые системы, образуемые комбинацией крыло — фюзеляж, у самолета с треугольным крылом:

а — фюзеляж с удлиненной носовой частью; *б* — фюзеляж с короткой носовой частью

атаки. На самолетах, имеющих короткую носовую часть фюзеляжа и тонкое треугольное крыло большой стреловидности, вихревые шнуры, сходящиеся с носовой части, обычно втягиваются в крыльевые вихри, закручиваются вокруг них и сливаются с ними (рис. 5.19, б).

Если вихревые шнуры порождаются длинной носовой частью фюзеляжа, они могут проходить выше крыльевых вихрей и, практически не разрушаясь, достигать хвостового оперения (рис. 5.19, а). Эти вихревые шнуры чрезвычайно нестабильны. Попадая на вертикальное оперение, они могут вызвать появление значительных дестабилизирующих моментов рыскания. Аналогичное влияние могут оказывать и крыльевые вихри. Например, 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. Такие вихри (особенно при неустановившемся вращении и колебаниях самолета) могут подходить к хвостовому оперению под непрерывно изменяющимися углами. Это приводит к изменениям характеристик устойчивости и управляемости самолета в штопоре. При этом в некоторых случаях вертикальное оперение создает весьма большие дестабилизирующие моменты, вызывающие резко нарастающее дивергентное движение рыскания.

У самолета со стреловидным крылом концевые вихри имеют сравнительно небольшую интенсивность и проходят далеко

от хвостового (особенно от вертикального) оперения. Поэтому их влиянием на работу оперения можно пренебречь. Возникающие при относительно больших закритических углах атаки более мощные срединные вихри проходят ближе к вертикальному оперению, чем концевые. Однако попадать на него, т. е. влиять на его эффективность, срединные вихри могут только при весьма больших углах скольжения. При малых углах скольжения эти вихри проходят мимо вертикального оперения (рис. 5.20, а).

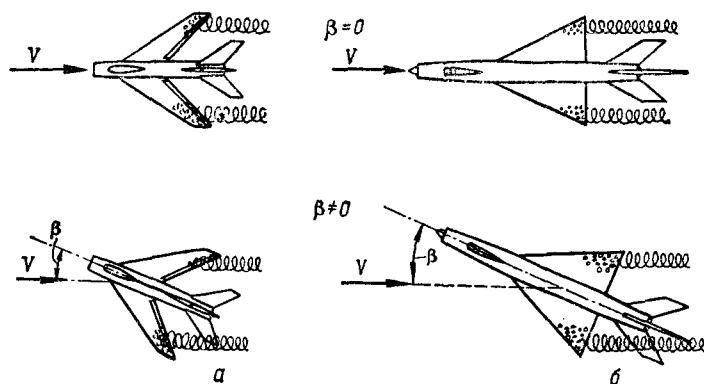


Рис. 5.20. Прохождение срединных вихрей стреловидного крыла (а) и вихревых жгутов треугольного крыла (б) в области хвостового оперения

У самолета с треугольным крылом малого удлинения при больших углах атаки это крыло может порождать интенсивные вихревые шнуры, которые проходят вблизи фюзеляжа и могут попадать на горизонтальное оперение, затеняя значительную его часть. На вертикальное же оперение они могут попасть даже при небольших углах скольжения.

Поэтому у самолетов с крылом малого удлинения и большой стреловидностью передней кромки могут возникать потери путевой устойчивости, приводящие к появлению дивергентного рыскания.

Современным сверхзвуковым самолетам чаще всего присущи режимы нормального устойчивого колебательного штопора, протекающего весьма неравномерно, с большими колебаниями самолета, часто с остановками и даже изменениями направления вращения. Иногда у них наблюдаются режимы неустойчивого штопора, характерные большими изменениями параметров движения и заканчивающиеся самопроизвольным выходом из штопора (при **отклоненных по штопору** рулях и нейтральных элеронах). К этим режимам относятся штопоры, протекающие в виде биений, в виде падения листом по спиралеобразной траектории и с нарастающими колебаниями. Появление этих режимов обусловлено в основном наличием резко выраженного нелинейного протекания аэродинамических коэффициентов (и в первую очередь — коэффициентов аэро-

динамических моментов рыскания и тангажа) по углам атаки и скольжения.

Большое разнообразие режимов штопора у разных сверхзвуковых самолетов (и даже у одного и того же самолета) обуславливается влиянием на штопорные характеристики множества экс-

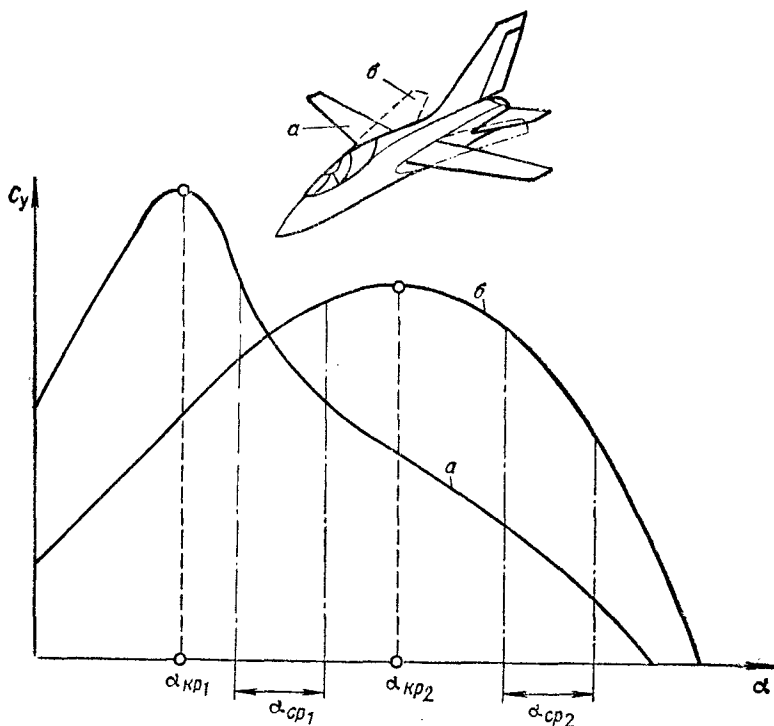


Рис. 5.21. К сравнению средних и критических углов атаки самолета с крылом изменяемой геометрии в установившемся штопоре при малом (кривая *а*) и большом (кривая *б*) углах стреловидности ($\alpha_{kp1} < \alpha_{kp2}$, $\alpha_{cp1} < \alpha_{cp2}$)

плуатационных и других факторов. Так, например, весьма значительно изменяют протекание режима штопора, увеличивая его неравномерность и неустойчивость, применение наружных подвесок (ракеты, подвесные топливные баки и др.), особенно несимметричных, и выпуск органов механизации крыла. Влияет на разнообразие видов штопора изменение центровки и геометрических характеристик самолета. Исключительно резко могут ухудшить штопорные характеристики обледенение самолета и атмосферная турбулентность. Увеличивает разнообразие режимов характер действий летчика рычагами управления самолетом и двигателем на входе в штопор и в самом режиме (задержки в действиях рулями, резкость, величины и последовательность их отклонений и т. п.), т. е. манера пилотирования. Большая разновидность штопоров сверх-

звуковых самолетов обуславливается и тем, что срывные режимы обтекания вообще по своей природе чрезвычайно нестабильны и могут существенно изменяться под воздействием множества постоянных и случайных факторов.

У самолета с крылом большой стреловидности, особенно при высоком расположении горизонтального хвостового оперения, может возникать продольная неустойчивость (неустойчивость по перегрузке), приводящая к забросу самолета в штопоре на весьма большие закритические углы атаки.

У самолетов с крылом изменяемой в полете геометрии существенно влияет на характеристики штопора исходная стреловидность крыла: чем больше угол стреловидности крыла перед сваливанием, тем большими могут оказываться средние углы атаки самолета в штопоре (рис. 5.21) и тем интенсивней будет его вращение в режиме. Однако изменение стреловидности крыла в процессе штопора слабо влияет на протекание режима, так как при полном срыве потока это изменение почти не сказывается на характере развившегося срывного обтекания крыла.

У современных маневренных сверхзвуковых самолетов с крылом небольшого удлинения (в частности, с треугольным крылом) в плоском штопоре углы атаки могут достигать 80° и более, т. е. продольная ось самолета будет располагаться практически горизонтально. Такой штопор обычно бывает весьма интенсивным и устойчивым.

5.3.3. Особенности штопора на динамических высотах и сверхзвуковых скоростях

На динамических высотах (особенно вблизи динамического потолка и тем более — на динамическом потолке) возникает ряд дополнительных предпосылок, повышающих вероятность сваливания и перехода самолета в штопор. Обусловлено это торможением с выходом на большие углы атаки и малые скорости (при наборе высоты горкой), быстрой сменой неуставившихся режимов полета, уменьшением демпфирования из-за падения плотности воздуха, возросшим влиянием сжимаемости, снижением вязкости воздуха и т. п. При выполнении горки для набора динамической высоты с большими углами тангажа значительно ухудшается обзор и затрудняется ориентировка в пространстве (летчик, например, не видит линии горизонта). Этому в значительной степени способствуют неблагоприятные условия освещенности (резкие светотени).

У неопытного летчика может возникнуть мнение, что попадание в штопор на динамических высотах не так уж опасно, так как для вывода из штопора всегда хватит высоты. Однако практика показала, что характерные особенности штопора на таких высотах (об этих особенностях будет сказано ниже) для такого мнения оснований не дают.

Из-за медленного затухания колебаний на динамических высотах легко могут быть созданы большие углы скольжения (особенно при недостаточно плавном пилотировании самолета). В полете на этих высотах летчик должен быть особенно внимательным и тщательно следить за тем, чтобы не допустить выхода за предельно допустимые углы атаки.

Известны случаи непроизвольного попадания современных маневренных сверхзвуковых самолетов в штопор на динамических высотах. Так, например, в 1964 г. американский летчик-испытатель Чарльз Игер в полете на динамический потолок на самолете «Локхид» NF-104A вошел в штопор на высоте 30,8 км. После неоднократных безуспешных попыток вывести самолет из штопора летчик вынужден был катапультироваться. В 1968 г. экспериментальный самолет X-15, стартовавший с самолета-носителя, во время набора высоты по баллистической траектории на высоте 81,2 км начал медленный разворот. Летчик, ошибочно приняв указатель крена за указатель скольжения, с помощью органов ручного реактивного управления способствовал увеличению угла скольжения. В результате самолет оказался под углом примерно 90° к траектории полета и начал терять высоту. По мере снижения возрастали аэродинамические силы и моменты, что приводило к дальнейшему развороту самолета. На высоте примерно 70 км при числе $M \approx 5$ возник нормальный штопор, длившийся 43 с. Летчику удалось вывести самолет из штопора на высоте около 37 км при числе $M \approx 4,7$. Однако из-за появившихся в процессе вывода из штопора автоколебаний органов управления самолет потерпел катастрофу.

Величина начальной высоты полета может оказывать весьма существенное влияние на характеристики штопора. При попадании в штопор на динамических высотах значительно усиливаются колебания самолета в штопоре. Развивается устойчивый колебательный штопор или даже неустойчивый. Зачастую движение самолета в режиме оказывается весьма неопределенным: вращение то ускоряется, то замедляется, то прекращается и вновь возникает.

На рис. 5.22 приведен пример, характеризующий различие в угловых скоростях вращения сверхзвукового самолета в правом нормальном штопоре при попадании в режим на динамической и статической высотах (в сходных условиях). Из графика видно, что у самолета, вошедшего в штопор на динамической высоте, амплитуда колебаний угловой скорости крена примерно в 3—4 раза больше амплитуды колебаний ω_x у самолета, попавшего в штопор на статической высоте. Штопор, весьма равномерный на статической высоте, на динамических высотах протекал с периодическими изменениями не только величин, но и знаков угловых скоростей крена и рыскания (т. е. это был нормальный неустойчивый штопор, протекавший в виде падения листом).

На динамических высотах значительно возрастает разница между режимами правого и левого штопоров. В основном это объясняется тем, что с высотой уменьшаются аэродинамические моменты, но усиливается влияние гироскопического момента ротора

двигателя (и при штопорении с неработающим двигателем влияние этого момента тоже увеличивается, так как обороты авторотации двигателя на таких высотах возрастают).

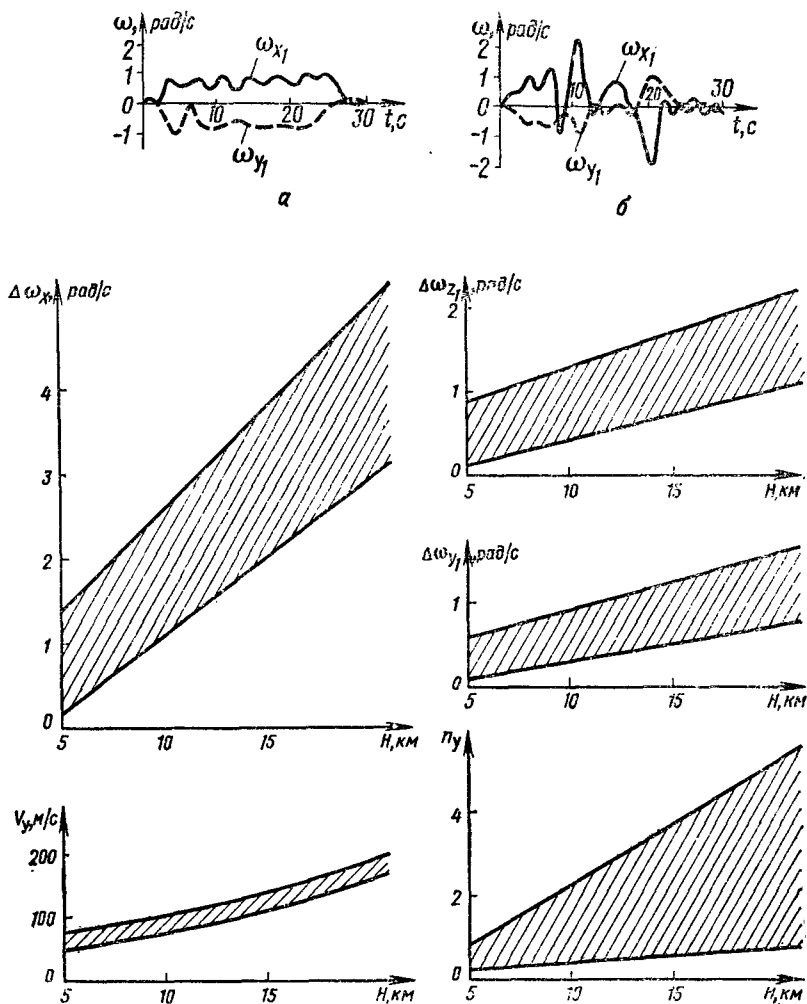


Рис. 5.22. Изменения угловых скоростей крена и рыскания при штопоре на высоте ниже статического потолка (а) и динамической высоте (б); влияние высоты полета на основные характеристики штопора

Значительно увеличивается на динамических высотах скорость снижения самолета в штопоре. Так, например, если на высоте примерно 7 км эта скорость составляет около 80 м/с, то в сходных условиях на $H \approx 30$ км она уже превышает 200 м/с. Обусловлено это в основном тем, что при постоянной приборной скорости (по-

стоянном скоростном напоре) с увеличением высоты истинная скорость полета растет.

Характерной особенностью поведения самолета в штопоре на динамических высотах являются весьма большие колебания угловых скоростей, углов атаки, тангажа, крена и скольжения, а следовательно, и соответствующих перегрузок. В штопоре на этих высотах увеличивается отношение средних абсолютных величин угловых скоростей рыскания и крена. Продольные колебания самолета могут сопровождаться такими большими изменениями угла тангажа, что нос самолета в режиме нормального штопора может периодически то подниматься намного выше горизонта, то опускаться настолько, что самолет оказывается в вертикальном или близком к нему положении. При этом углы крена могут изменяться больше чем на $\pm 180^\circ$, а самолет может периодически попадать в положение «на спине» или даже практически выполнять бочку. Все это значительно ухудшает видимость горизонта (даже в конце горки, т. е. при сравнительно небольших углах тангажа, летчик при отличной погоде видит обычно только часть линии горизонта) и весьма затрудняет летчику сохранение пространственной ориентировки, т. е. сохранение правильного представления о характере движения самолета и его пространственном положении.

Уменьшение устойчивости движения и увеличение неравномерности вращения самолета в штопоре на динамических высотах усиливают (или порождают, если в штопоре на сравнительно меньших высотах последняя отсутствует) его тенденцию к произвольным периодическим остановкам вращения, переходам из нормального штопора одного направления в нормальный штопор другого направления (из правого в левый и наоборот) при неизменном положении рулей по начальному штопору.

Уменьшение устойчивости движения и возрастание продольных колебаний самолета на динамических высотах усиливают его стремление к произвольному переходу из нормального в перевернутый штопор и обратно (тоже при неизменном положении рулей по исходному штопору). Как правило, у сверхзвуковых самолетов нормальный штопор на динамических высотах протекает в виде падения листом по спиралеобразной траектории либо (реже) — с нарастающими колебаниями. При таком характере изменения режима иногда даже очень опытному летчику трудно бывает отличить правый штопор от левого и нормальный от перевернутого.

Пример сваливания с переходом самолета в штопор на динамических высотах приведен на рис. 5.23. Как видно из графика, летчик ввел самолет в горку (при $t \approx 110$ с) по достижении числа $M_{\text{пред}} \approx 2,5$. В процессе выполнения горки возникли боковые колебания самолета (на $H > 20$ км), нараставшие с высотой. При этом ручку управления летчик удерживал отклоненной полностью на себя ($\delta_y = -30^\circ$) для выхода на динамический потолок, а парировая боковые колебания, непрерывно действовал элеронами и рулем направления. На динамической высоте (29 км) возникло

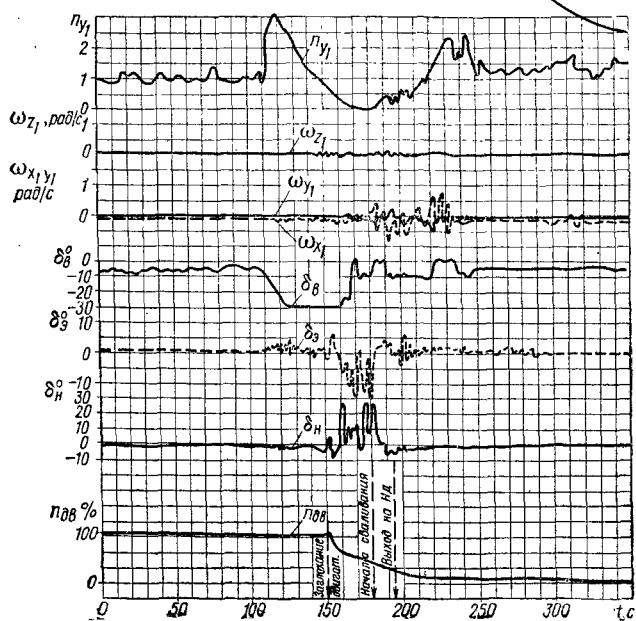
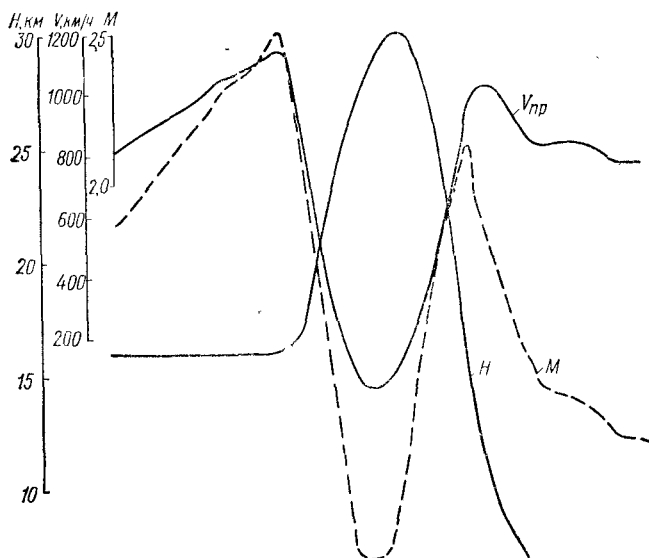


Рис. 5.23. Сваливание самолета с переходом в штопор на динамических высотах

сваливание (при $t \approx 180$ с), а примерно через 10 с после этого (на динамическом потолке $H_d \approx 30$ км) самолет вошел в штопор и начал снижаться. Режим протекал крайне неустойчиво: самолет попеременно переходил из нормального в перевернутый и из правого в левый штопор. Так, например, с $t \approx 190$ с в течение 10 с был левый нормальный штопор, в следующие 10 с — правый перевернутый, затем правый нормальный (в интервале 220—225 с) и т. д. Авторотация прекратилась только на высоте примерно 12 км. С момента начала сваливания до момента прекращения авторотации прошло примерно 60 с. С момента начала штопора до момента прекращения самовращения потеряно около 18 км высоты.

Сильное влияние увеличения начальной высоты на характеристики штопора объясняется не столько непосредственно самим падением плотности воздуха с высотой, сколько (и в основном) влиянием изменения таких параметров подобия режимов полета, как чисел M , Re и т. п. Изменение этих параметров влияет на протекание аэродинамических коэффициентов и их производных по углам атаки и скольжения, приводя, в частности, к существенному усилению нелинейности протекания этих зависимостей. Уменьшение аэродинамического демпфирования и относительное увеличение инерционных моментов (особенно рыскания и тангажа) на динамических высотах также способствуют возрастанию колебаний и неравномерности движения самолета в штопоре.

Протяженность и продолжительность переходного участка штопора при практически неизменном начальном скоростном напоре (сваливание с минимальной скорости) с увеличением динамической высоты значительно возрастают, что объясняется в основном увеличением начальной истинной скорости полета (увеличением начальной кинетической энергии самолета). Указанные характеристики переходного участка возрастают и в том случае, если эта скорость остается неизменной. 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.

Вследствие большой протяженности переходного участка штопора у сверхзвуковых самолетов на динамических высотах характерно следующее изменение скорости полета в штопоре после сваливания с минимальной скорости исходного режима прямолинейного горизонтального полета. В начале этого участка (когда лобовое сопротивление самолета с переходом на закритические углы атаки значительно возрастает, а ось штопора имеет малый наклон к горизонту) индикаторная и истинная скорости полета уменьшаются. Когда же наклон оси штопора увеличится настолько, что составляющая силы веса самолета, действующая в направлении полета, станет больше лобового сопротивления, индикаторная скорость начинает расти. При этом обычно увеличивается и истинная скорость полета, но в меньшей степени, так как плотность воздуха из-за снижения самолета возрастает

(обычно эта скорость возрастает до величины, меньшей ее начального значения). На вертикальном участке, т. е. в развившемся штопоре, индикаторная скорость полета остается практически постоянной, а истинная скорость в процессе снижения уменьшается (растет плотность воздуха).

При попадании в штопор с динамического потолка (когда начальная приборная скорость полета намного меньше минимальной скорости установившегося горизонтального полета) самолет на протяжении переходного участка штопора разгоняется. Обусловлено это тем, что в режиме вертикального штопора, когда (хотя бы приближенно) устанавливается равновесие сил, действующих на самолет по вертикали, средняя скорость полета будет близка к V_{min} . Указанная особенность в этом случае способствует значительному увеличению переходного участка штопора.

Существенно влияет на режим штопора начальная **приборная скорость полета**. Так, например, только увеличение этой скорости (без учета влияния сжимаемости и вязкости воздуха) значительно усиливает резкость входа в штопор, а также неравномерность движения и колебаний самолета в режиме (из-за возрастания аэродинамических сил и моментов с увеличением скоростного напора). При входе в штопор с большой приборной скорости появляются значительные продольные и боковые колебания самолета, которые, однако, быстро затухают с уменьшением ее. В результате того что возрастание начальной приборной скорости полета влечет за собой увеличение влияния сжимаемости и вязкости воздуха (увеличение чисел M и Re), указанные колебания еще более усиливаются. Поэтому штопор, возникающий после динамического сваливания, отличается заметно большей неравномерностью и неустойчивостью протекания всех его параметров.

Особенно большие колебания и наиболее сильное проявление резкости и неравномерности движения самолета в штопоре наблюдаются при сваливании с больших сверхзвуковых скоростей (чисел M) полета (рис. 5.24). В этом случае кроме значительного увеличения переходного участка штопора весьма усиливается интенсивность самовращения (большая приборная скорость полета) самолета непосредственно после входа в штопор (большой момент авторотации).

В штопоре, возникшем на сверхзвуковом числе M и протекающем сравнительно недолго (быстрый вывод), возможно сохранение сверхзвуковой скорости в режиме и даже на выходе самолета из него. Так, например, из рис. 5.24 видно, что самолет вошел в штопор при числе $M \approx 1,48$ и на выходе из него скорость все еще была сверхзвуковая (число $M \approx 1,2$).

После входа в штопор с больших сверхзвуковых скоростей скорость гасится быстрее, чем с дозвуковых, так как в этом случае лобовое сопротивление самолета больше.

После входа в штопор с начальной перегрузкой траектория полета в начале переходного участка отклоняется вверх, что обусловлено действием сравнительно большой нормальной силы, на-

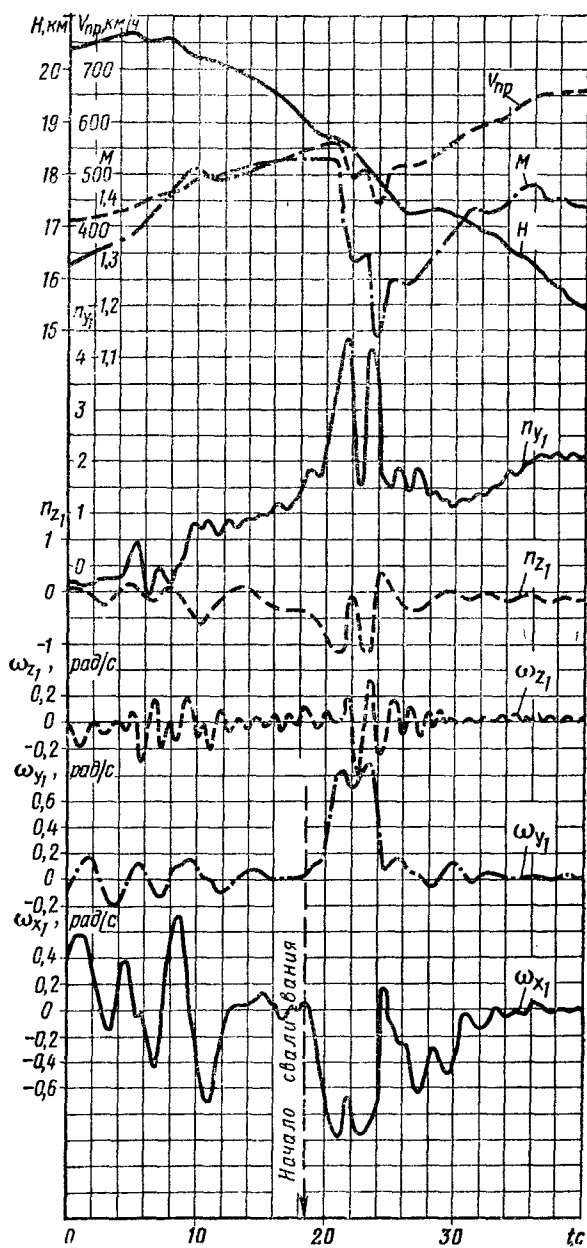


Рис. 5.24. Вход в штопор и выход из него на сверхзвуковой скорости

правленной в начальный момент (при отсутствии крена) вертикально вверх. Это приводит к увеличению неравномерности движения самолета и создает летчику дополнительное затруднение в определении характера возникшего режима.

5.3.4. ВЗАИМОВЛИЯНИЕ РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ И РЕЖИМА ШТОПОРА

Влияние работы двигателя на штопор. На современных сверхзвуковых самолетах обычно устанавливаются турбореактивные двигатели (ТРД). Режим работы ТРД может оказывать заметное

влияние на характеристики штопора. В штопоре, выполняемом с работающим двигателем, на самолет дополнительно действуют: тяга двигателя, момент, создаваемый тягой двигателя относительно центра тяжести самолета, и гироскопический момент. Кроме того, на характеристики штопора могут оказывать влияние нормальная и боковая силы, возникающие в результате поворота набегающего потока на входе в воздухозаборник, изменение обтекания носовой части фюзеляжа (при носовых воздухозаборниках) в зависимости от режима работы двигателя и изменение эффективности хвостового оперения под влиянием подсосывающего эффекта вытекающей из выходного сопла реактивной струи.

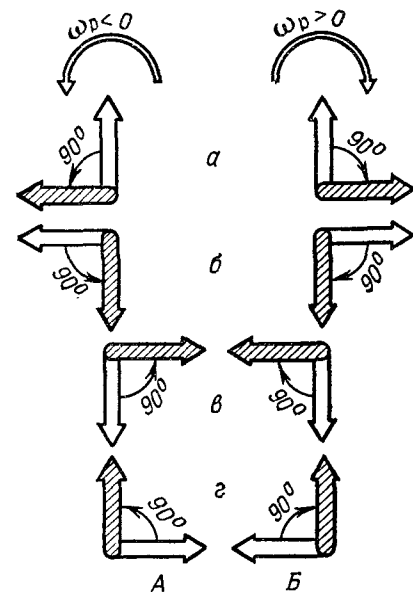


Рис. 5.25. Определение направления действия на самолет гироскопического момента ротора турбореактивного двигателя при левом (А) и правом (Б) вращении ротора

Наибольшее влияние на штопор оказывает гироскопический момент, создаваемый вращающимся ротором двигателя. У современных сверхзвуковых самолетов это влияние сказывается за-

метно сильнее, чем у старых, так как увеличились абсолютные величины моментов инерции (увеличились размеры и вес) роторов в связи с увеличением тяги ТРД.

Под влиянием гироскопического момента при вращении в штопоре у самолета возникает дополнительное движение. Направление этого движения легко определить с помощью следующего простого правила (рис. 5.25): если смотреть с места летчика вперед, то незаштрихованную стрелку, показывающую направление движения носа самолета, возникшего при вращении в штопоре (принудительное отклонение), следует мысленно повернуть на 90° в

сторону вращения ротора двигателя; тогда в новом положении стрелка (на рисунке она заштрихована) покажет, куда отклонится нос самолета под действием гироскопического момента (направление дополнительного движения).

Тогда (согласно этому правилу) при левом вращении ротора двигателя и левом штопоре принудительное отклонение носа самолета вверх вызывает дополнительное движение влево (рис. 5.25, а), увеличивающее угловую скорость рыскания и, следовательно, усиливающее действие гироскопического момента; отклонение носа влево — дополнительное движение на пикирование (рис. 5.25, б), уменьшающее средний угол атаки; отклонение носа вниз — дополнительное движение вправо (рис. 5.25, в), уменьшающее угловую скорость рыскания, а значит, ослабляющее действие гироскопического момента на опускание носа самолета и т. д.

Таким образом, под действием гироскопического момента в рассматриваемом режиме штопора средние значения угла атаки и угловой скорости рыскания уменьшаются, а их колебания возрастают. Возрастание колебаний угловой скорости рыскания приводит к увеличению колебаний угла скольжения самолета. Всегда штопор, совпадающий по направлению с направлением вращения ротора двигателя (например, левый штопор при левом вращении ротора), оказывается менее устойчивым и интенсивным, чем штопор противоположного направления вращения.

Такой характер влияния гироскопического момента на протекание штопора закономерен и в той или иной степени присущ всем самолетам. При этом чем больше абсолютные величины и колебания угловых скоростей вращения самолета в штопоре, тем сильнее и резче проявляется влияние гироскопического момента.

У современных сверхзвуковых самолетов различие между правым и левым штопорами из-за дополнительного влияния гироскопического момента ротора ТРД проявляется сильнее, чем у дозвуковых реактивных самолетов. На рис. 5.26 приведен пример влияния гироскопического момента на характеристики правого и левого штопоров одного и того же сверхзвукового самолета с двигателем, имеющим ротор левого вращения (данные получены в сходных условиях, рули отклонены по штопору, элероны в нейтральном положении). Из графика видно, что в левом штопоре колебания самолета были значительно большими, чем в правом. Так, например, если в левом штопоре амплитуда изменения боковой перегрузки $\Delta n_{z_1} \approx 1$, то в правом $\Delta n_{z_1} \approx 0,1$. Такая разница связана с тем, что в левом штопоре углы скольжения изменялись сильнее, чем в правом.

Следует отметить, что работа турбореактивного двигателя влияет на характеристики штопора в значительно меньшей степени, чем работа турбовинтового двигателя (ТВД). Объясняется это в основном тем, что ТРД практически не создает реактивного момента (подобного тому, который возникает при вращении воздушного винта у ТВД) и меньше влияние гироскопического мо-

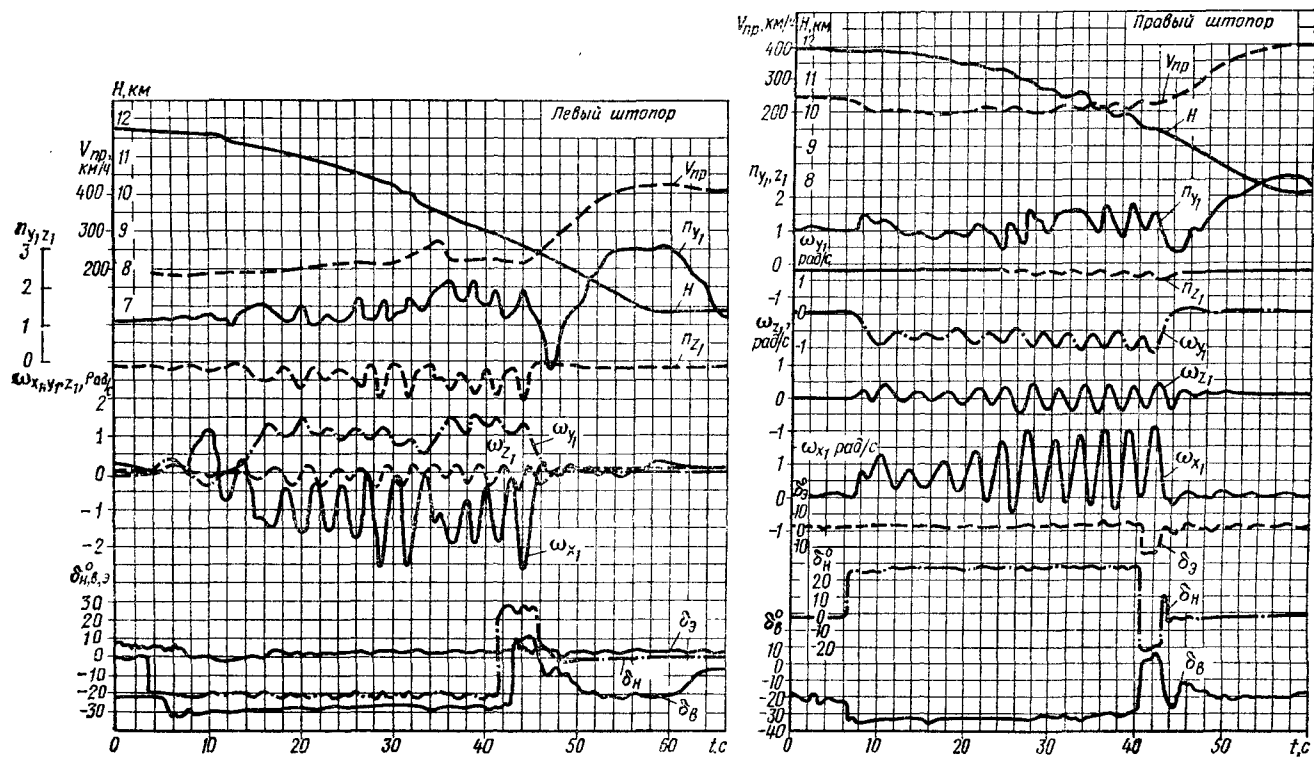


Рис. 5.26. Различия в характеристиках правого и левого штопоров, вызванные влиянием гироскопического момента ротора турбореактивного двигателя (левое вращение)

мента от его ротора, а также тем, что нет дополнительного обдува поверхностей (в частности, хвостового оперения) самолета. Такой обдув на самолетах с ТВД создается воздушным винтом. Последнее для этих самолетов иногда может играть решающую роль, например при выводе из штопора (дополнительный обдув увеличивает эффективность рулей).

Влияние режима штопора на работу двигателя. Известно, что режим штопора практически не влиял на работу как поршневых двигателей, так и реактивных двигателей с центробежными компрессорами (последние были установлены, например, на дозвуковых реактивных самолетах МиГ-15 и МиГ-17). Те и другие двигатели в условиях штопора работали безотказно. Так, например, у ТРД с центробежными компрессорами помпажных срывов при штопоре не наблюдалось. Поэтому на дозвуковых самолетах с такими ТРД, как и на самолетах с поршневыми двигателями, летчику не требовалось уделять особого внимания контролю за работой двигателя.

Современные сверхзвуковые самолеты оснащены турбореактивными двигателями с высоконапорными осевыми компрессорами, весьма чувствительными к появлению возмущений воздушного потока на входе в двигатель. Такие возмущения (незначительной интенсивности) и возникают в воздухозаборнике при больших углах атаки и скольжения, при больших угловых скоростях и ускорениях (больших колебаниях) самолета, характерных для режима штопора. В результате могут возникать помпажные срывы и, как следствие, отказ двигателя.

Условия работы двигателя сверхзвукового самолета в штопоре оказываются значительно более неблагоприятными (особенно на больших, в частности динамических, высотах), чем это было на дозвуковых самолетах. Такая особенность требует от летчика повышенного внимания к работе двигателя при попадании сверхзвукового самолета в штопор.

Глава 6

ВЫВОД САМОЛЕТА ИЗ ШТОПОРА

6.1. ОТКЛОНЕНИЯ РЫЧАГОВ И ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ ПРИ ШТОПОРЕ

Для успешной борьбы со штопором весьма важно знать общепринятые понятия, относящиеся к действиям летчика рычагами и органами управления самолетом в этом режиме.

Рычагами управления самолетом являются ручка (штурвал) систем продольного и поперечного управления и педали системы путевого управления. Эти рычаги для краткости соответственно называются ручкой управления (на тяжелых самолетах — штурвалом управления) и педалями.

К органам управления самолетом относятся: руль высоты — орган системы продольного управления (на самолетах с цельноповоротным горизонтальным оперением этим органом является цельноповоротный или, что то же самое, управляемый стабилизатор), элероны — орган системы поперечного управления (под этим понимается любой орган поперечного управления, действующий от ручки управления) и руль направления — орган системы путевого управления (на самолетах с цельноповоротным вертикальным оперением им служит цельноповоротный или, что одно и то же, управляемый киль).

Если смотреть с места летчика вперед (на нос самолета), то вращение самолета в штопоре по ходу часовой стрелки, т. е. в сторону правого полукрыла, будет называться правым (правый штопор), а вращение против хода этой стрелки, т. е. в сторону левого полукрыла, — левым (левый штопор).

Полукрыло, в сторону которого происходит вращение самолета в штопоре, называется внутренним, противоположное — внешним. Например, в левом штопоре внутренним будет левое полукрыло, наружным — правое. Аналогично определяются и названия педальей. В частности, в левом же штопоре левая педаль станет внутренней, правая — внешней.

Рычаги управления считаются отклоненными по штопору, если внутренняя педаль отклонена вперед, а ручка управле-

ния в поперечном отношении (по элеронам) отклонена в сторону внутреннего полукрыла, в продольном (по углу атаки или по тангажу) — на увеличение абсолютного значения угла атаки.

Рычаги управления будут отклонены против штопора, если внешняя педаль отклонена вперед, а ручка управления в поперечном отношении отклонена в сторону внешнего полукрыла — против вращения, в продольном — на уменьшение абсолютного значения угла атаки.

В нормальном и перевернутом штопорах **рычаги управления считаются отклоненными по штопору**, если:

а) в правых штопорах: правая педаль отклонена вперед, ручка управления — вправо (к правому борту самолета) и на себя — в нормальном штопоре, от себя — в перевернутом;

б) в левых штопорах (рис. 6.1): левая педаль отклонена вперед, а ручка управления — влево (к левому борту самолета) и на себя — в нормальном штопоре, от себя — в перевернутом.

В нормальном и перевернутом штопорах **рычаги управления будут отклонены против штопора**, если:

а) в правых штопорах: левая педаль отклонена вперед, а ручка управления — влево (к левому борту самолета) и от себя — в нормальном штопоре, на себя — в перевернутом;

б) в левых штопорах: правая педаль отклонена вперед, а ручка управления — вправо (к правому борту самолета) и от себя — в нормальном штопоре, на себя — в перевернутом.

Аналогично определяются и отклонения руля высоты и руля направления по штопору и против штопора. Эти **рули считаются отклоненными по штопору**, когда руль высоты отклонен вверх в нормальном и вниз в перевернутом штопорах, а руль направления — в правых нормальном и перевернутом штопорах отклонен вправо, в левых — влево.

Рули будут отклонены против штопора, если руль высоты в нормальном штопоре отклонен вниз, в перевернутом — вверх, руль направления в правых нормальном и перевернутом штопорах отклонен влево, в левых — вправо.

Направления отклонений руля высоты и элеронов (вверх или вниз) определяются только относительно самолета, т. е. независимо от его положения в пространстве (рис. 0.1).

На рис. 6.2 показаны положения ручки и педалей, отклоненных против правого перевернутого штопора.

Необходимо помнить, что положения ручки управления по штопору и против штопора (ее поперечные отклонения) в нормальном штопоре соответствуют отклонениям элеронов по штопору и против штопора. В перевернутом же штопоре наблюдается обратная картина: отклонение ручки, например, по штопору в таком штопоре соответствует отклонению элеронов против штопора.

Элероны считаются отклоненными по штопору, если:

а) в правом нормальном штопоре — правый элерон отклонен вверх (ручка управления отклонена к правому борту самолета), в

правом перевернутом штопоре — правый элерон отклонен вниз (ручка управления отклонена к левому борту);

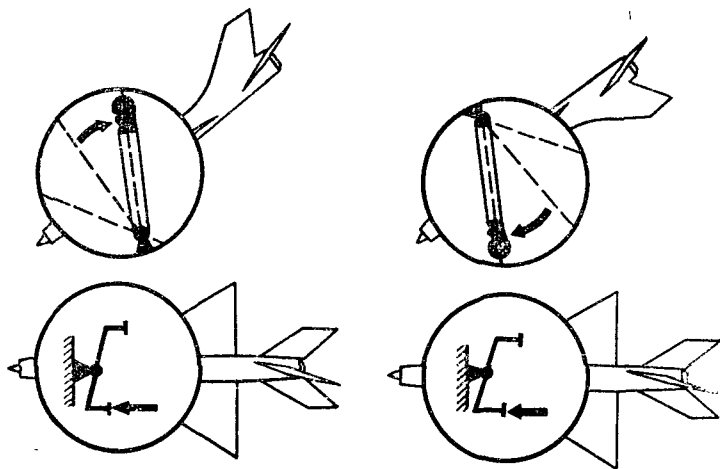
б) в левом нормальном штопоре — правый элерон отклонен вниз (ручка управления отклонена к левому борту самолета), в

Левые штопоры

Нормальный

Перевернутый

Рычаги и рули отклонены по штопору



Рычаги и рули, отклонены против штопора

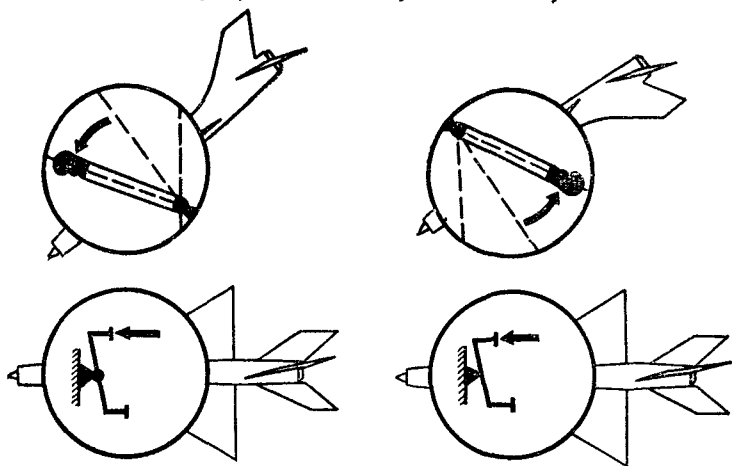


Рис. 6.1. Отклонения ручки управления (управляемого стабилизатора) и педалей (управляемого кия) по штопору и против штопора в левых нормальном и перевернутом штопорах

левом перевернутом штопоре — правый элерон отклонен вверх (ручка управления отклонена к правому борту).

Элероны будут отклонены против штопора, если:

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

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

Отклонения ручки управления и элеронов по штопору и против штопора в левых нормальном и перевернутом штопорах показаны на рис. 6.3.

Отклонения рычагов и органов управления и изменения параметров движения самолета в нормальном и перевернутом штопорах показаны в табл. 6.1 и 6.2 (под параметрами понимаются средние значения характеристик движения самолета в колебательном штопоре; знаки «плюс» и «минус» даны в соответствии с правилом, приведенным на рис. 0.1).

Важными штопорными характеристиками самолета являются величина запаздывания выхода его из штопора и потеря высоты на выводе из режима.

Запаздыванием выхода самолета из штопора называется время (в секундах), проходящее с момента окончания отклонения летчиком последнего рычага управления на вывод из режима до момента прекращения авторотации. Последним считается тот рычаг управления, который при выводе самолета из штопора определенным методом летчик отклоняет в последнюю очередь. При выводе современных самолетов из штопора существующими методами таким рычагом оказывается ручка управления (при продольном ее отклонении). Запаздывание может определяться и количеством витков штопора, сделанных самолетом за время вывода. Но этот способ менее точен, а иногда и просто неприменим (например, при выводе из штопора типа падения листом).

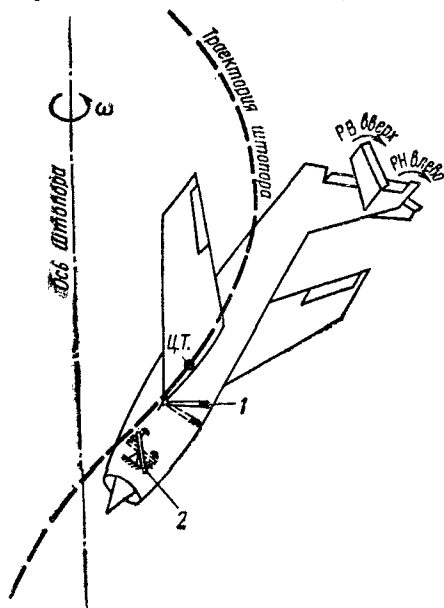


Рис. 6.2. Отклонения ручки (руля высоты) и педалей (руля направления) против штопора в правом перевернутом штопоре (нейтральные положения ручки и педалей показаны пунктиром):

1 — ручка управления отклонена на себя (руль высоты вверх); 2 — левая педаль дана до упора вперед (руль направления влево)

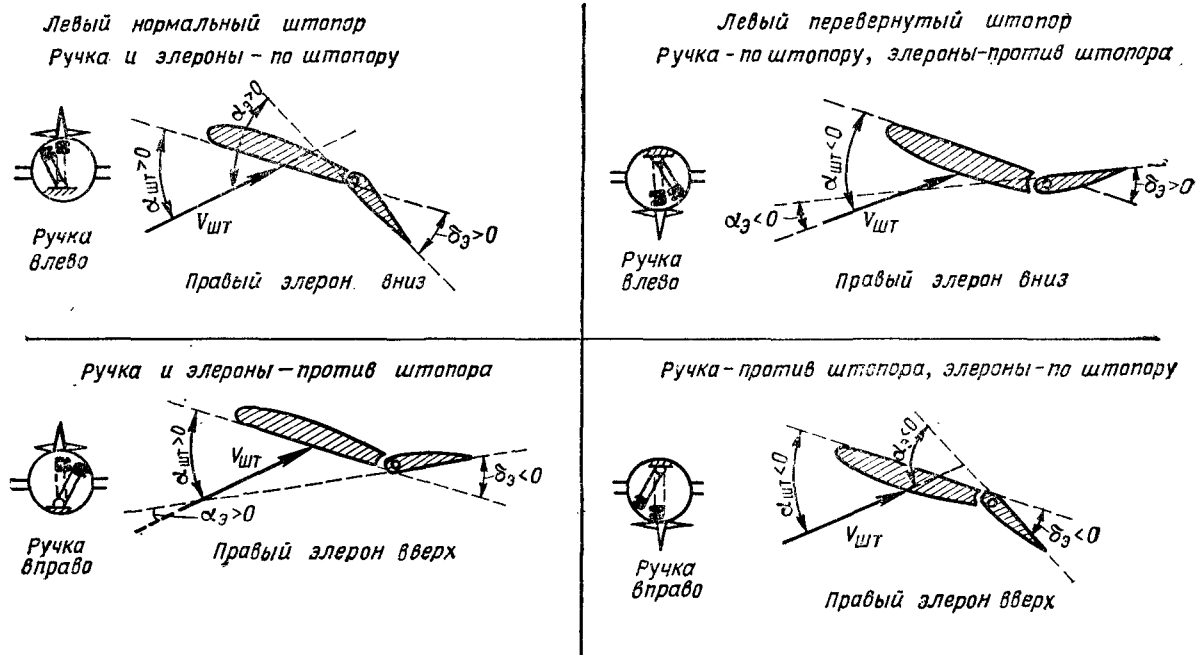


Рис. 6.3. Отклонения ручки и элеронов по штопору и против штопора в левых нормальном и перевернутом штопорах (вид на самолет сзади)

Таблица 6.1

Отклонения рычагов и органов управления самолетом при штопоре

Вид штопора	Отклонение по штопору							Отклонение против штопора						
	ручки (штурвала) управления		левой педали	правой педали	руля высоты	правого элерона	руля направления	ручки (штурвала) управления		левой педали	правой педали	руля высоты	правого элерона	руля направления
	продольное	поперечное						продольное	поперечное					
Нормальный правый	На себя	Вправо	Назад	Вперед	Вверх	Вверх	Вправо	От себя	Влево	Вперед	Назад	Вниз	Вниз	Влево
	$-x_v$	$-x_\varphi$	$+x_n$	$+x_n$	$-\delta_v$	$-\delta_\varphi$	$+\delta_n$	$+x_v$	$+x_\varphi$	$-x_n$	$-x_n$	$+\delta_v$	$+\delta_\varphi$	$-\delta_n$
Нормальный левый	На себя	Влево	Вперед	Назад	Вверх	Вниз	Влево	От себя	Вправо	Назад	Вперед	Вниз	Вверх	Вправо
	$-x_v$	$+x_\varphi$	$-x_n$	$-x_n$	$-\delta_v$	$+\delta_\varphi$	$-\delta_n$	$+x_v$	$-x_\varphi$	$+x_n$	$+x_n$	$+\delta_v$	$-\delta_\varphi$	$+\delta_n$
Перевернутый правый	От себя	Вправо	Назад	Вперед	Вниз	Вниз	Вправо	На себя	Влево	Вперед	Назад	Вверх	Вверх	Влево
	$+x_v$	$-x_\varphi$	$+x_n$	$+x_n$	$+\delta_v$	$+\delta_\varphi$	$+\delta_n$	$-x_v$	$+x_\varphi$	$-x_n$	$-x_n$	$-\delta_v$	$-\delta_\varphi$	$-\delta_n$
Перевернутый левый	От себя	Влево	Вперед	Назад	Вниз	Вверх	Влево	На себя	Вправо	Назад	Вперед	Вверх	Вниз	Вправо
	$+x_v$	$+x_\varphi$	$-x_n$	$-x_n$	$+\delta_v$	$-\delta_\varphi$	$-\delta_n$	$-x_v$	$-x_\varphi$	$+x_n$	$+x_n$	$-\delta_v$	$+\delta_\varphi$	$+\delta_n$

Движение крена, рыскания и тангажа и действие нормальной перегрузки при штопоре

Вид штопора	Движение			Действие нормальной перегрузки
	крена	рыскания	тангажа	
Нормальный правый	Кренение вправо (на правое полукрыло)	Отклонение носа самолета вправо	Подъем носа самолета (при нормальном положении самолета)	Летчика прижимает к сиденью
	$+\omega_{x_1}$	$-\omega_{y_1}$	$+\omega_{z_1}$	$+n_{y_1}$
Нормальный левый	Кренение влево (на левое полукрыло)	Отклонение носа самолета влево	То же	То же
	$-\omega_{x_1}$	$+\omega_{y_1}$		
Перевернутый правый	Кренение влево (на правое полукрыло)	Отклонение носа самолета вправо	Подъем носа самолета (при перевернутом положении самолета)	Летчика отрывает от сиденья
	$-\omega_{x_1}$	$-\omega_{y_1}$	$-\omega_{z_1}$	$-n_{y_1}$
Перевернутый левый	Кренение вправо (на левое полукрыло)	Отклонение носа самолета влево	То же	То же
	$+\omega_{x_1}$	$+\omega_{y_1}$		

Потеря высоты за вывод самолета из штопора измеряется разностью (перепадом) между высотой, на которой летчик закончил отклонение последнего рычага управления на вывод, и высотой окончания перевода самолета в горизонтальный полет после выхода из режима.

6.2. ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ В ШТОПОРЕ

Как уже отмечалось, штопор — неэксплуатационный сложный и необычный режим полета. Поэтому и управлять самолетом в штопоре всегда труднее, чем в любом другом режиме. Это, конечно, относится и к современным самолетам. Но особенности поведения этих самолетов в штопоре делают управление ими более сложным, чем это было на прежних самолетах.

Одна из особенностей управления самолетом в штопоре состоит в том, что действия рычагами управления (рулями) при выводе из режима принципиально отличаются от таких действий на всех эксплуатационных режимах. Так, например, в этом случае требуются весьма энергичные (даже резкие) и большие по размаху (зачастую на полный ход — от упора до упора) отклонения рулей (вследствие замедления ответной реакции самолета на действия летчика рулями). Из-за больших угловых скоростей в штопоре существенно ухудшается управляемость самолета. У сверхзвуковых самолетов, как правило, действие отклонения элеронов в штопоре оказывается обратным действием на обычных режимах и нередко его влияние на характер штопора бывает решающим. В известной степени противоположными (в сравнении с привычными на эксплуатационных режимах полета) являются и отклонения рычагов управления при выводе из штопора. Например, можно считать (весьма условно), что в штопоре и на пикировании положения самолета в пространстве одинаковы — в обоих случаях он снижается с опущенным носом. Но для вывода самолета из пикирования необходимо отклонять ручку управления на себя, а для вывода из штопора — от себя, так как физическая сущность обоих режимов резко различна.

К сказанному следует добавить, что в штопоре весьма необычны ощущения летчика и усложняется ведение пространственной ориентировки (влияние угловых скоростей и перегрузок, необычное и быстро изменяющееся пространственное положение самолета, отсутствие или частичная видимость линии горизонта и т. п.). Все это требует от летчика собранности, внимания, умения, а порой и большой затраты физических сил для выполнения точных действий рулями при выводе самолета из штопора.

При полете на больших углах атаки летчик должен всегда уделять самое серьезное внимание предотвращению попадания самолета на опасные режимы.

Если возник штопор, летчик должен начинать вывод самолета из этого режима немедленно после того, как он понял, что про-

изошло. Под влиянием фактора неожиданности и возможной беспорядочности движений самолета после входа в штопор летчик может реагировать на создавшуюся ситуацию с заметным запаздыванием и недостаточно четко действовать рычагами управления.

При разработке методов вывода самолета из штопора учитывается реально возможное запаздывание реакции летчика средней квалификации. Для летчика простота этих методов имеет решающее значение. Поэтому в рекомендуемых методах вывода указываются только те действия летчика, без которых выход самолета на эксплуатационные режимы просто невозможен.

Вывод самолета из штопора, по существу, состоит из трех этапов:

— первый (основной) этап — собственно вывод из штопора, т. е. устранение самовращения самолета;

— второй этап — пикирование (уже на докритических углах атаки) для увеличения скорости полета в целях обеспечения безопасного продолжения полета;

— 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 из штопора. В данной главе и приводятся методы пилотирования самолета на этом этапе под названием «методы вывода».

В дальнейшем будут широко использоваться два термина: «вывод» и «выход» из штопора. Первый из них будет относиться к действиям летчика (он выводит самолет из штопора), второй — к описанию движения самого самолета в соответствующих условиях (самолет выходит из штопора). В известном смысле эти термины 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.

6.3. ВЛИЯНИЕ ОТКЛОНЕНИЯ ЭЛЕРОНОВ НА ШТОПОР

При отклонении элеронов возникают аэродинамические моменты крена и рыскания. Появление момента крена обусловлено неодинаковым изменением подъемных сил, а возникновение момента рыскания — различным изменением сил лобового сопротивления на правом и левом полукрыльях. Отклонения элеронов вверх и вниз по-разному изменяют лобовое сопротивление. Это различие существенно зависит от угла атаки самолета.

Аэродинамический момент крена, возникающий при отклонении элеронов по штопору, усиливает вращение самолета относительно его продольной оси, а при отклонении против штопора

препятствует этому вращению. Аэродинамический момент рыскания, возникающий при отклонении элеронов по штопору, обычно противодействует вращению самолета относительно его нормальной оси, при отклонении же против штопора он усиливает это вращение.

Моменты крена и рыскания, возникающие при отклонении элеронов, в своей совокупности на разных типах самолетов влияют 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 же случаев отклонение элеронов в штопоре и на выводе из него весьма существенно влияет на характер режима (объясняется это главным образом изменением угла скольжения под действием элеронов).

У сверхзвуковых самолетов влияние отклонения элеронов на штопор заметно возросло по сравнению с дозвуковыми самолетами. У сверхзвуковых самолетов, имеющих, как правило, крылья малого удлинения, при отклонении элеронов по штопору нормальный штопор становится менее устойчивым, уменьшаются абсолютные величины средних угловых скоростей, увеличиваются колебания (особенно продольные и поперечные) и неравномерность вращения самолета, может произвольно изменяться направление вращения, периодически прекращаться вращение, возникать кренение в сторону, противоположную вращению, и т. п.

Отклонение элеронов против штопора делает нормальный штопор обычно более устойчивым и равномерным, протекающим с меньшими колебаниями самолета и в некоторых случаях при больших средних углах атаки. Иногда такое отклонение элеронов вызывает переход самолета из нормального в перевернутый штопор. В отдельных случаях его влияние на характер штопора бывает весьма слабым или практически вообще не сказывается.

Влияние отклонения элеронов в нормальном штопоре на характеристики этого режима современных сверхзвуковых самолетов можно видеть из графиков на рис. 6.4—6.9. Вначале приводятся примеры протекания штопоров после сваливания с высот 10—12 км.

На рис. 6.4 и 6.5 для сравнения показаны характеристики левых нормальных штопоров при нейтральном положении элеронов и при элеронах, отклоненных по штопору. Из рис. 6.5 видно, что летчик отклонил элероны по штопору (на величину $\Delta\delta_a = 15 \div 17^\circ$) сразу же после сваливания и удерживал их в этом положении до начала вывода самолета из штопора. Примерно через 10 с после начала левого штопора (при $t \approx 16$ с) 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. 6.6. В этом

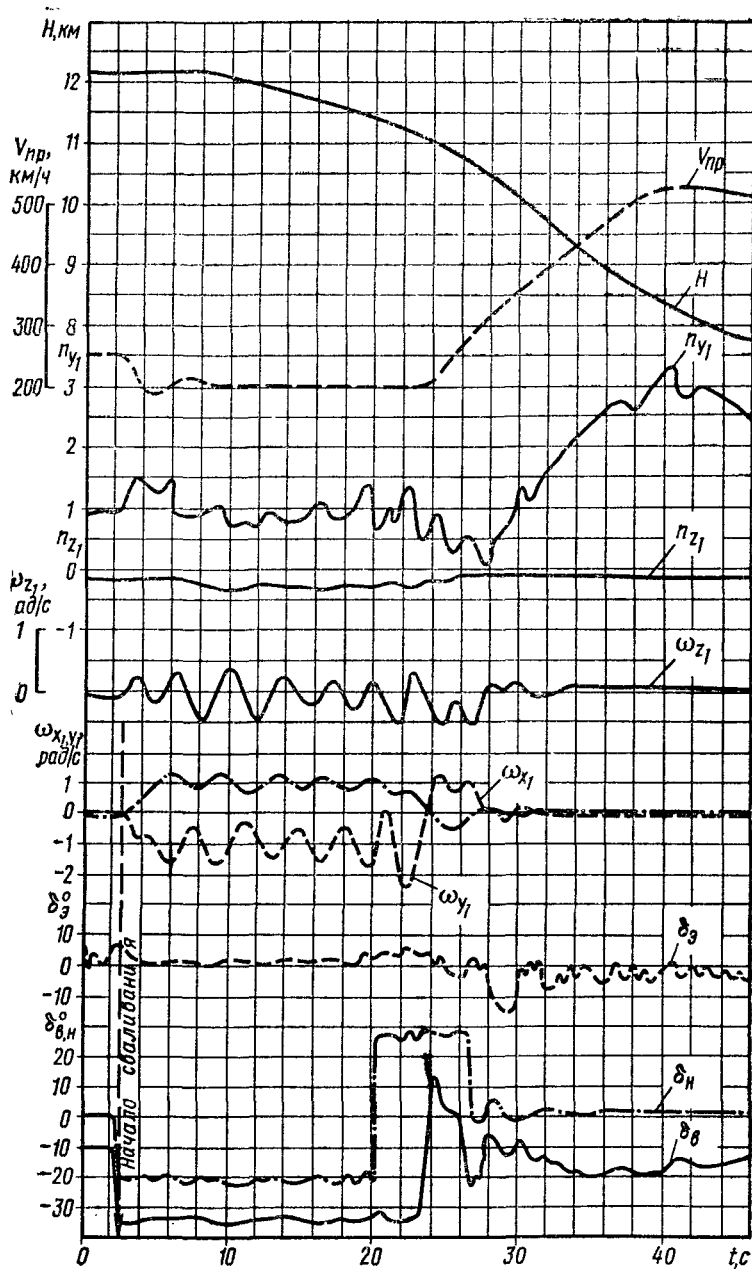


Рис. 6.4. Левый нормальный штопор при нейтральном положении электронов

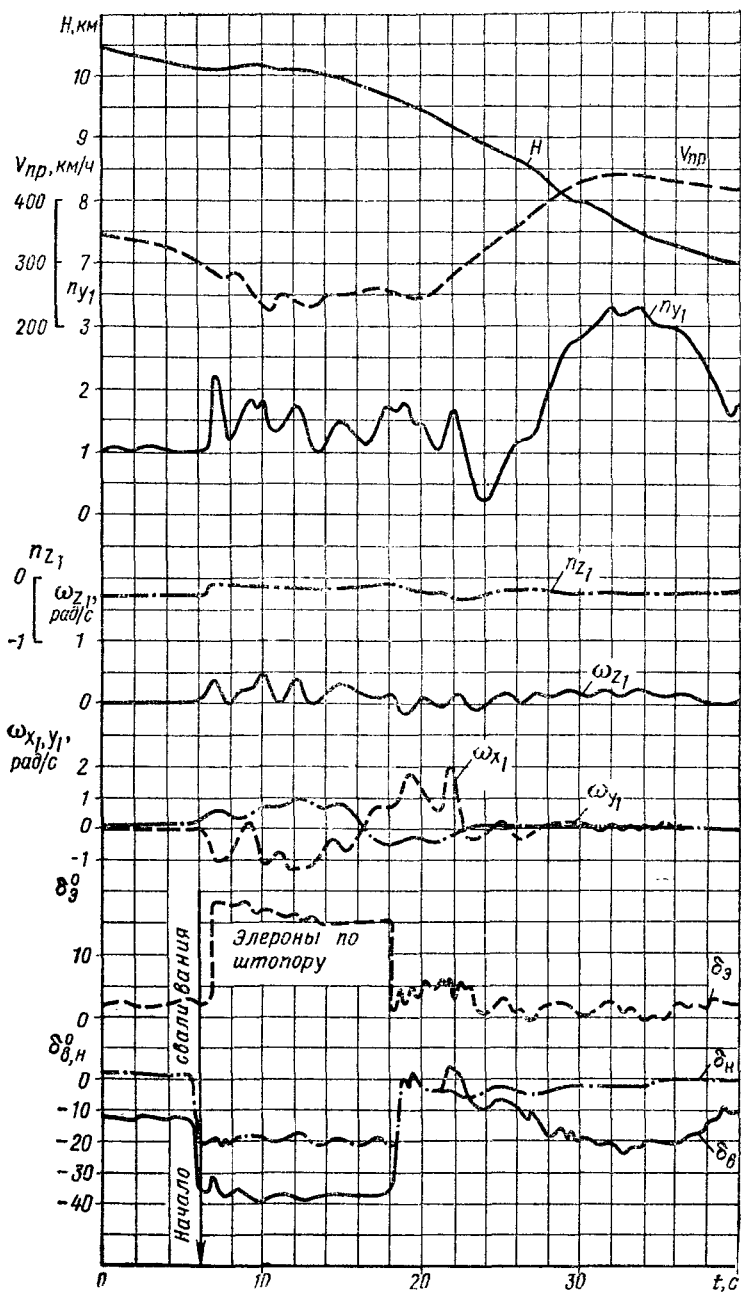


Рис. 6.5. Левый нормальный штопор при элерах, отклоненных по штопору

случае элероны были отклонены на $\Delta\delta_0 \approx 5 \div 10^\circ$, что привело к некоторому возрастанию средней угловой скорости рыскания.

Влияние отклонения элеронов по штопору на протекание правого нормального штопора показано на рис. 6.7. Из графика видно, что в течение примерно 7 с после отклонения элеронов по штопору на $\Delta\delta_0 \approx 12^\circ$ правый штопор был весьма неравномерным, а затем самолет самопроизвольно перешел в левый нормальный штопор. Последний оказался более устойчивым и равномерным, протекал с меньшими колебаниями, чем левый при нейтральных элеронах (рис. 6.4). Как видно из рис. 6.8, отклонение элеронов по штопору в правом нормальном штопоре на $10\text{—}12^\circ$ хотя и не вызвало перехода в штопор другого направления (как это было в предыдущем примере), но колебания самолета в режиме увеличились.

Влияние отклонения элеронов против штопора примерно на 12° в правом нормальном штопоре на протекание этого режима показано на рис. 6.9: значительно увеличились поперечные и продольные колебания самолета.

Отклонение элеронов может весьма существенно влиять также и на характеристики перевернутого штопора. У сверхзвуковых самолетов отклонение элеронов по штопору в перевернутом штопоре обычно приводит к увеличению неравномерности движения и колебаний самолета, уменьшению устойчивости его движения в режиме, к остановкам или изменению направления вращения самолета, а иногда и к переходу самолета из перевернутого в нормальный штопор. Отклонение элеронов против штопора в перевернутом штопоре, как правило, вызывает уменьшение колебаний и неравномерности вращения самолета, переход на меньшие (по абсолютной величине) средние углы атаки, т. е. опускание носа самолета при положении «на спине». Последнее иногда может приводить к переходу самолета в нормальный штопор.

На рис. 6.10 показано влияние отклонения элеронов по штопору ($\Delta\delta_0 \approx 20^\circ$) на правый перевернутый штопор. Из графика видно, что это привело к появлению устойчивого колебательного штопора. Как видно из рис. 6.11, отклонение элеронов по штопору на $\Delta\delta_0 \approx 8^\circ$ при вводе самолета из положения «на спине» в левый перевернутый штопор привело к переходу самолета в левый нормальный штопор. Последний протекал при отклоненных по перевернутому штопору рулях.

Из примера на рис. 6.12 видно, что отклонение элеронов против штопора на $\Delta\delta_0 \approx 14 \div 18^\circ$ в левом перевернутом штопоре привело к тому, что самолет опустил нос (уменьшил отрицательный угол атаки) и стал вращаться практически в вертикальном положении с большой угловой скоростью крена ($\omega_{x\text{ ср}} \approx 2,8$ рад/с при $\omega_{y\text{ ср}} \approx 0,1$ рад/с).

В приведенных примерах отклонение элеронов в штопоре является ошибкой пилотирования (см. раздел 6.6.4). Эта ошибка усложняет вывод самолета из штопора.

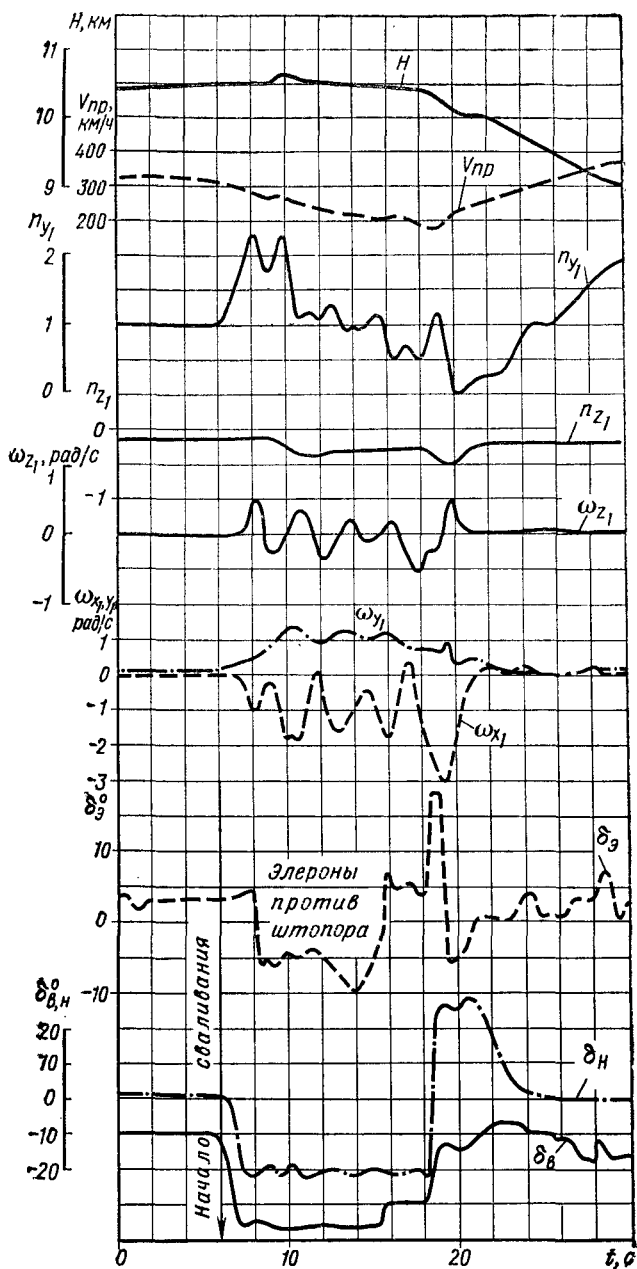


Рис. 6.6. Левый нормальный штопор при элеронах, отклоненных против штопора

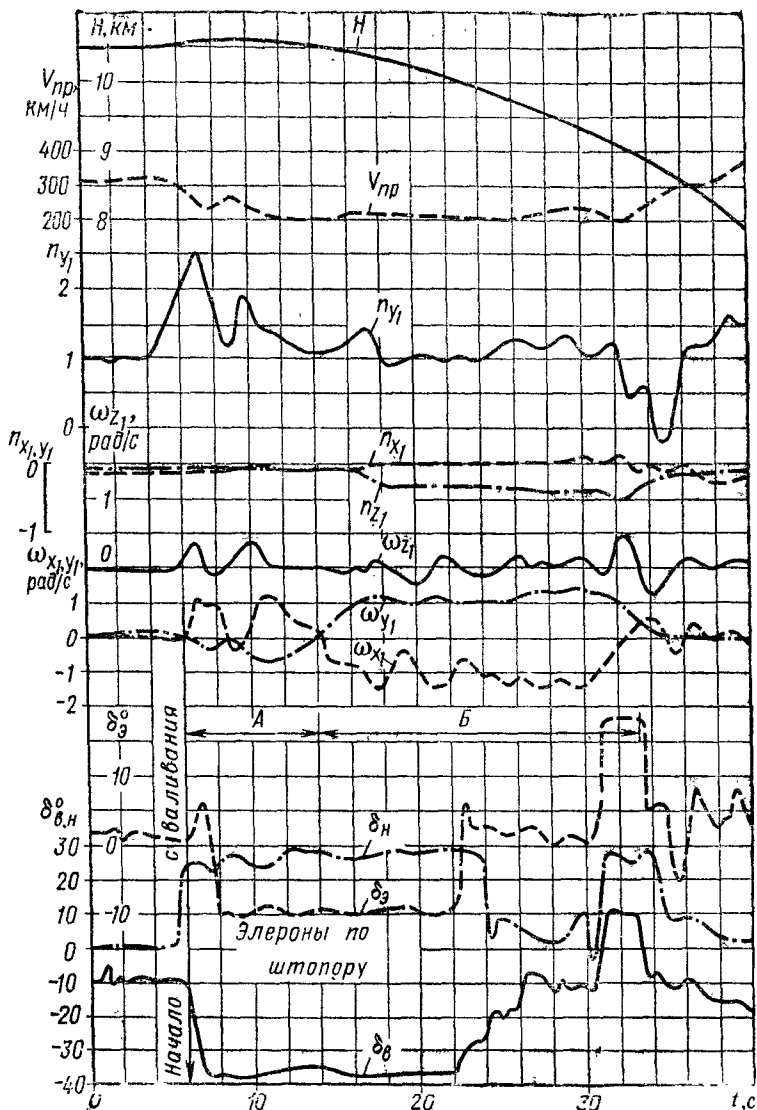


Рис. 6.7. Отклонение элеронов по штопору ($\Delta\delta_{в} \approx 12^\circ$) в исходном режиме правого нормального штопора, вызвавшее переход в левый перевернутый штопор (А — нормальный штопор; Б — перевернутый штопор)

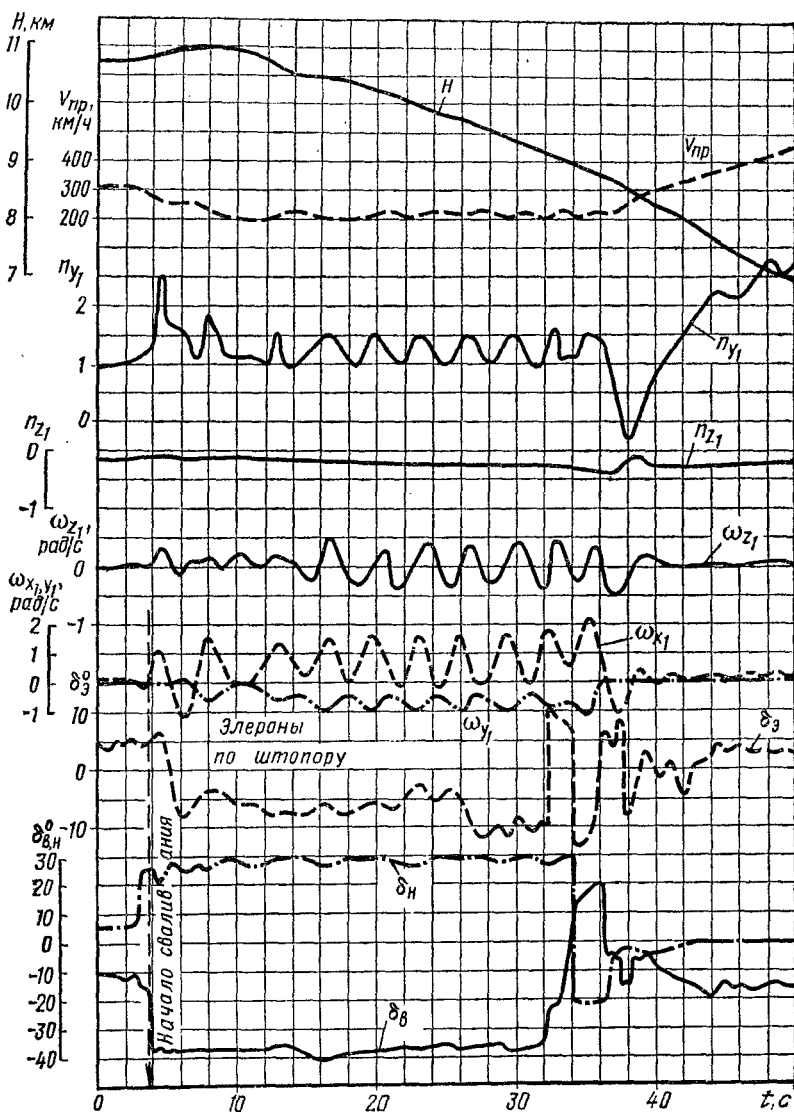


Рис. 6.8. Правый нормальный штопор при элерах, отклоненных по штопору ($\Delta\delta_a \approx 8 \div 10^{\circ}$)

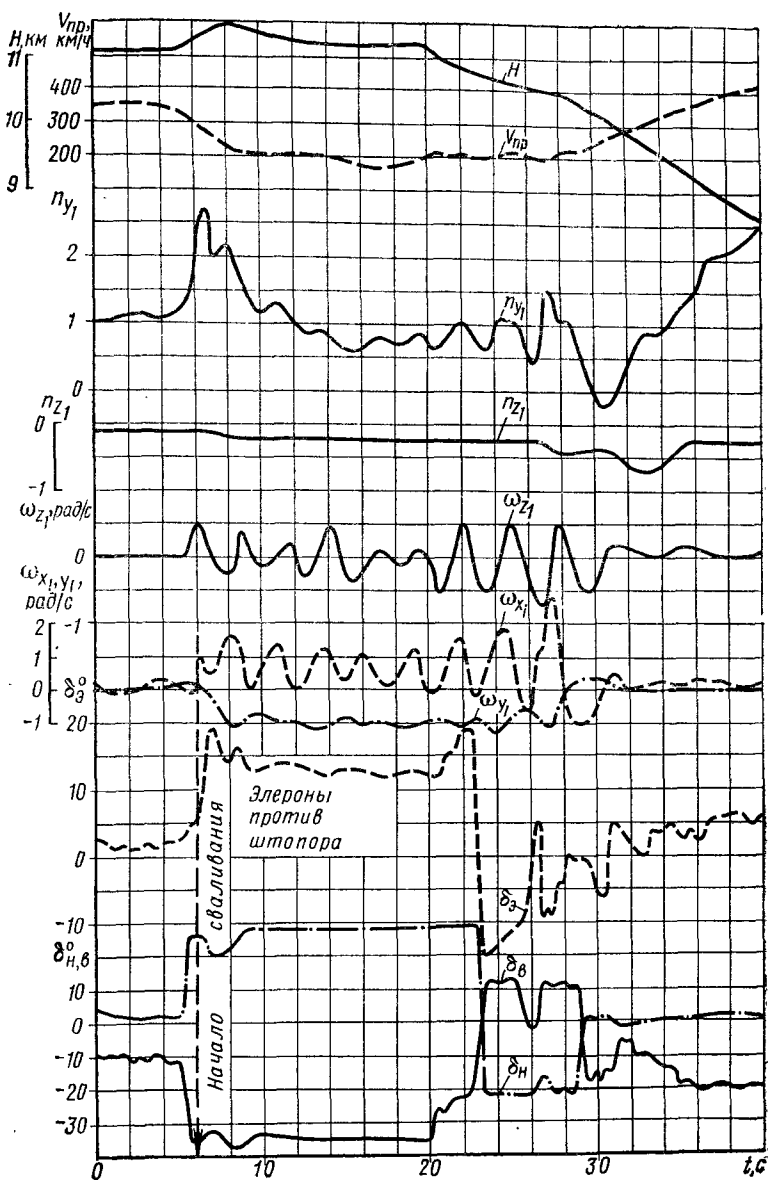


Рис. 6.9. Правый нормальный штопор при элеронах, отклоненных против штопора ($\Delta\delta_3 \approx 12^\circ$)

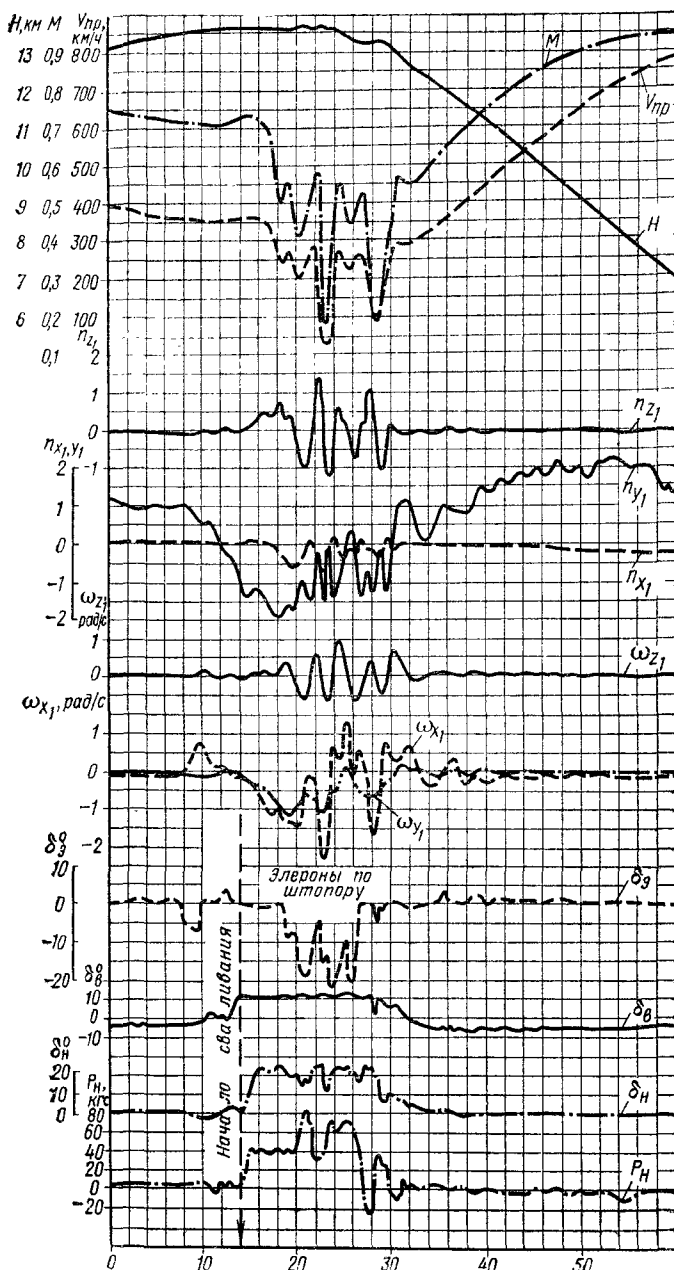


Рис. 6.10. Правый перевернутый штопор при элеронах, отклоненных по штопору ($\Delta\delta_\alpha \approx 20^\circ$)

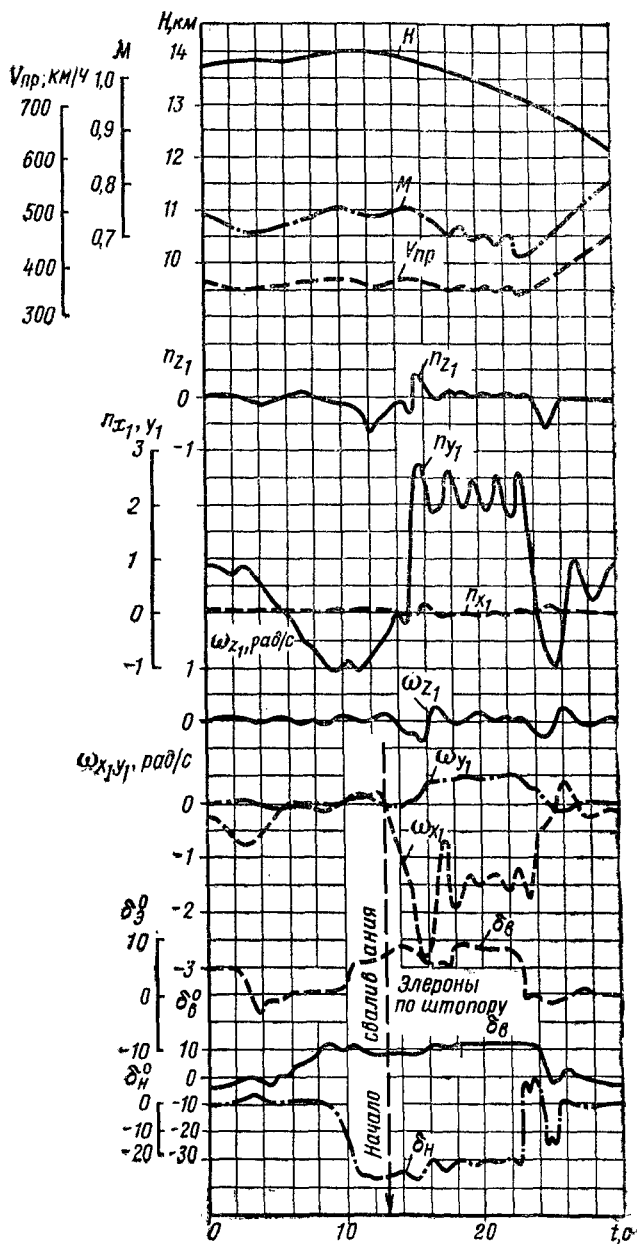


Рис. 6.11. Попытка ввода самолета в левый перевернутый штопор при элеронах, отклоненных по штопору ($\Delta\delta_{\phi} \approx 8^\circ$)

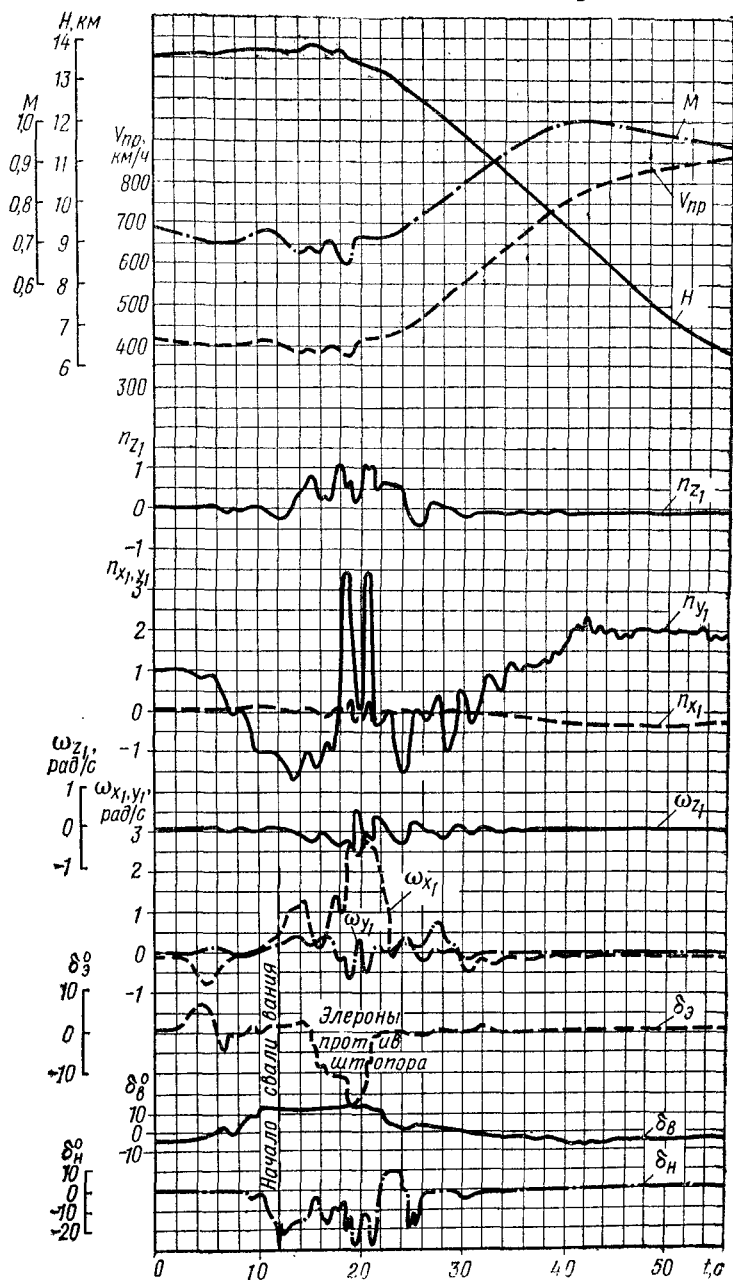


Рис. 6.12. Левый перевернутый штопор при элеражах, отклоненных против штопора ($\Delta\delta_\theta \approx 14 \div 18^\circ$)

Изложенное выше говорит о том, что на характер нормального и перевернутого штопоров в основном влияет величина угла отклонения элеронов. Время же начала их отклонения в штопоре практически здесь роли не играет. На протекании левого и правого штопоров отклонение элеронов в режиме сказывается практически одинаково.

С увеличением высоты влияние отклонения элеронов на штопор заметно усиливается. На больших высотах отклонение элеронов по штопору в нормальном штопоре вызывает увеличение колебаний, неравномерности вращения самолета, усиление тенденции к изменению направления вращения и т. д. Иногда их отклонение в штопоре приводит к тому, что самолет некоторое время «идет за элеронами» (т. е. действие их оказывается прямым — как в эксплуатационных режимах полета), что еще более усиливает неравномерность режима и тенденцию к переходу в штопор другого направления или даже в перевернутый штопор. Последнее объясняется выходами самолета на докритические углы атаки, при которых восстанавливается прямое действие элеронов.

Пример влияния отклонения элеронов по штопору на характеристики левого нормального штопора, начавшегося на высоте 18,5 км, приведен на рис. 6.13. Как видно из графика, при $t \approx 8$ с самолет «пошел за элеронами». Затем начался левый неустойчивый штопор, протекавший в виде падения листом по спиралеобразной траектории с большими колебаниями самолета. При $t \approx 20$ с самолет самопроизвольно перешел в правый нормальный штопор, сопровождавшийся еще большими продольными и поперечными колебаниями. Постановка элеронов в исходное балансировочное положение (при $t \approx 39$ с) вызвала переход самолета снова в левый нормальный штопор, который также протекал в виде падения листом.

Влияние отклонения элеронов против штопора на характеристики левого нормального штопора, начавшегося на высоте 18,5 км, показано на рис. 6.14. Из графика видно, что такое отклонение элеронов привело к появлению сравнительно равномерного устойчивого штопора. Это говорит о том, что на штопор сильнее влияет отклонение элеронов по штопору, чем против штопора.

Влияние отклонения элеронов на характеристики правого нормального штопора, начавшегося на высоте 18,5 км, показано на рис. 6.15 и 6.16. Из рис. 6.15 видно, что отклонение элеронов по штопору привело к появлению неустойчивого штопора, протекавшего 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 же элеронов против штопора, как видно из рис. 6.16, привело к тому, что самолет вначале «пошел за элеронами» (при $t \approx 25$ с), затем опустил нос и перевернулся «на спину» — вошел в перевернутый штопор при отклоненных по нормальному штопору рулях. Перевернутый штопор продолжался около 4 с ($t \approx 28 + 32$ с). С постановкой элеронов и руля направ-

ления в нейтральное положение самолет снова попал в правый нормальный штопор. После этого руль направления опять был отклонен по штопору, а элероны — против штопора. В результате

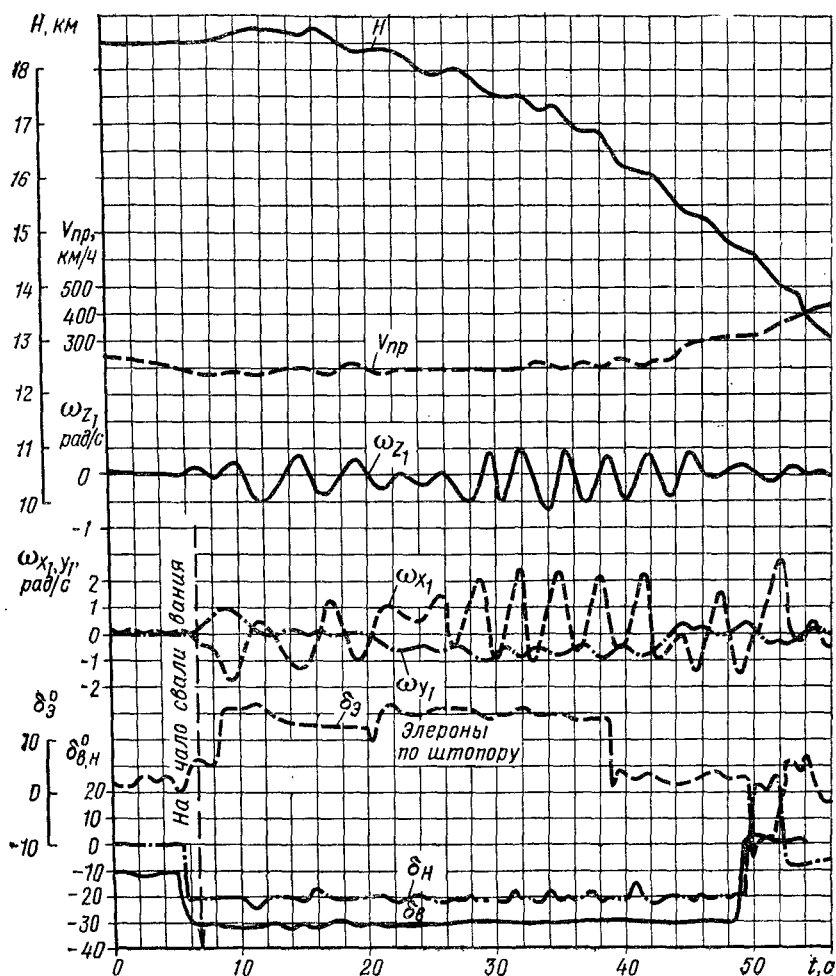


Рис. 6.13. Левый нормальный штопор при элеронах, отклоненных по штопору ($H_{нач} = 18,5$ км)

повторилось описанное выше — самолет перешел из нормального в перевернутый штопор (при $t \approx 42$ с).

На самолетах с безбустерным ножным (путевым) управлением отклонение элеронов в штопоре может приводить к значительным изменениям усилий на педалях (в результате изменения величины и знака угла скольжения). Эти изменения имеют характер пульсаций с большими и резкими периодическими изменениями

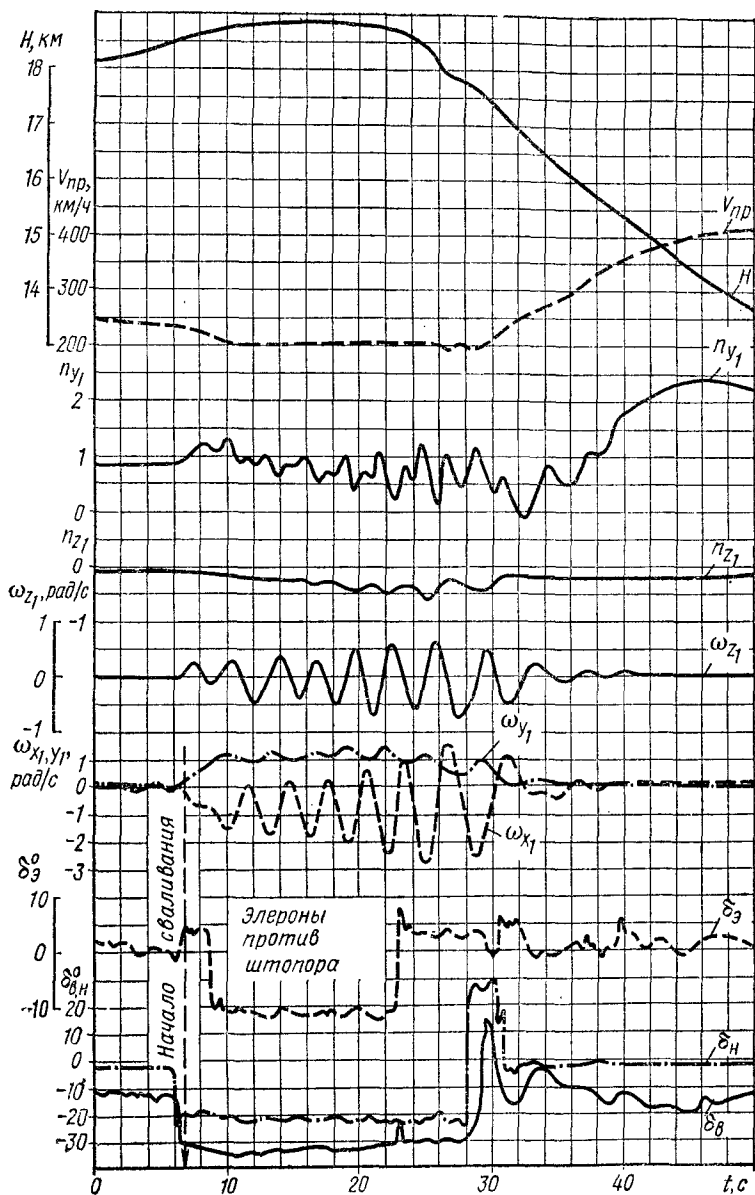


Рис. 6.14. Левый нормальный штопор при элеронах, отклоненных против штопора ($H_{нач}=18,5$ км)

ми шарнирного момента руля направления. Последнее обусловлено изменениями характера срыва потока с вертикального оперения.

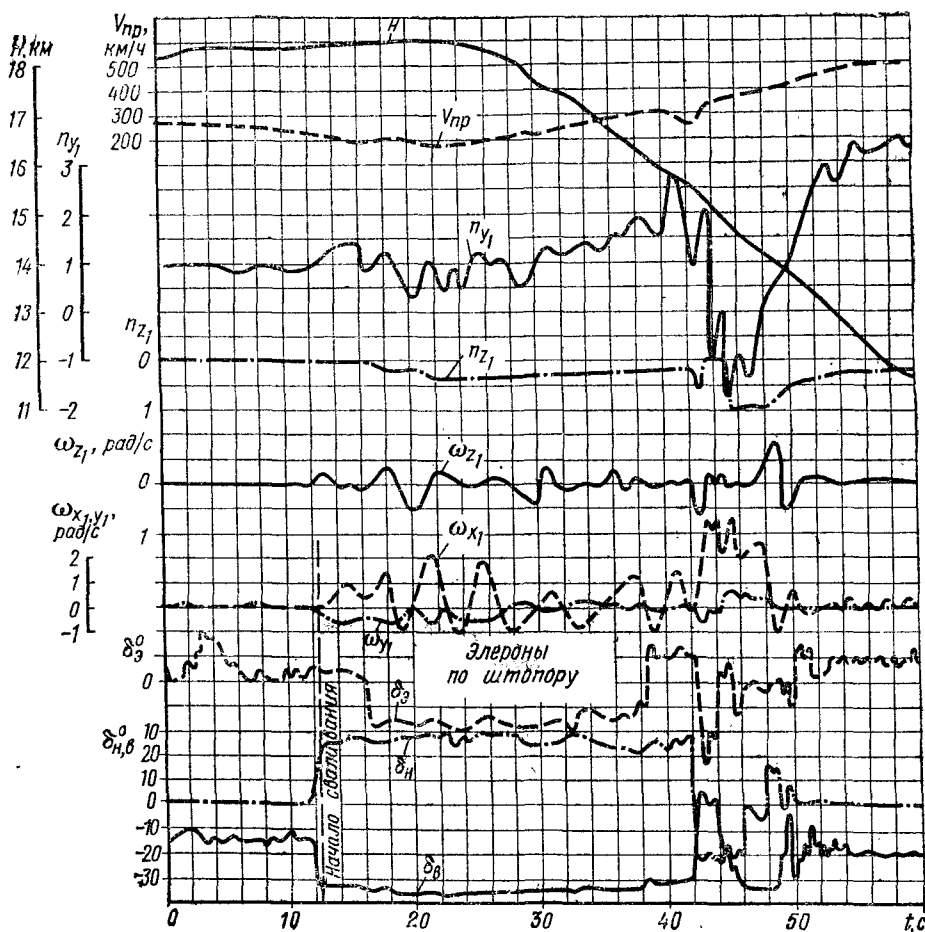


Рис. 6.15. Правый нормальный штопор при элеронах, отклоненных по штопору ($H_{нач} = 18,5$ км)

Из сказанного видно, что действие элеронов при штопоре сверхзвукового самолета проявляется весьма разнообразно и обычно довольно сильно. Учитывая это, летчик должен всегда (особенно на больших высотах) стремиться по возможности удерживать элероны в штопоре и при выводе из него (кроме случая вывода методом № 4Н, о чем будет сказано ниже) в исходном

балансирующем положении (при небольших дозвуковых скоростях полета это положение бывает весьма близко к нейтральному).

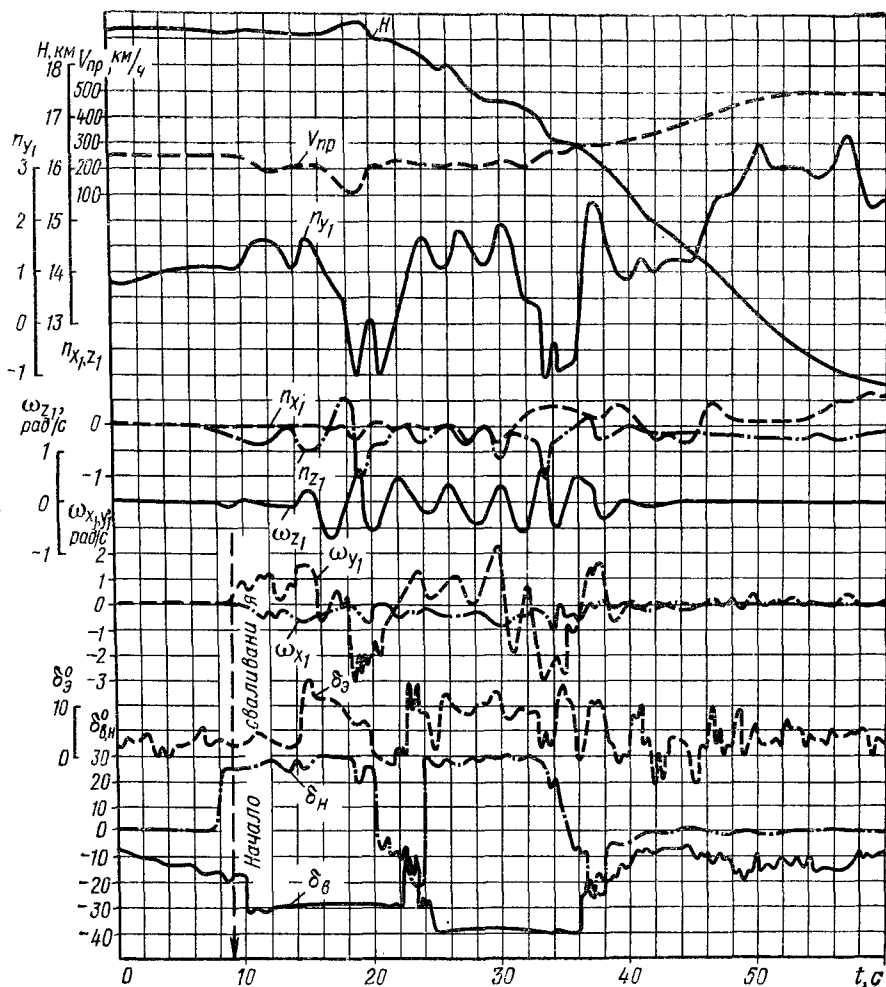


Рис. 6.16. Правый нормальный штопор при элеронах, отклоненных против штопора ($H_{нач} = 18,5$ км)

6.4. МЕТОДЫ ВЫВОДА ИЗ НОРМАЛЬНОГО ШТОПОРА

Как уже неоднократно указывалось, штопор может возникать только на закритических углах атаки. Поэтому для вывода самолета из штопора необходимо уменьшать угол атаки — переводить его на докритические углы атаки, на которых авторотация прекращается. В этом и заключается основная задача вывода самолета из штопора.

В первое время после того, как была раскрыта физическая картина штопора, предлагалось для вывода самолета из штопора только уменьшать угол атаки соответствующим отклонением руля высоты. Этот метод вывода оказывался эффективным лишь в некоторых случаях, когда аэродинамические моменты тангажа, создаваемые отклонением руля высоты, были больше по абсолютной величине инерционных моментов тангажа.

Однако в большинстве случаев при пользовании таким методом пилотирования самолет все же из штопора не выходил, даже при полном отклонении руля высоты на вывод. Штопор становился только более крутым, но не прекращался, особенно при задней центровке самолета.

По мере развития самолетов возрастала и их масса, а значит, увеличивались и инерционные моменты, в частности инерционные моменты тангажа. Следовательно, для вывода из штопора требовалось увеличивать и аэродинамические моменты тангажа. Но стало ясным, что только рулем высоты создавать достаточные для этого аэродинамические моменты тангажа, как правило, невозможно. Исследования же показали, что для облегчения (а иногда даже для обеспечения) вывода самолета из штопора следует предварительно уменьшить угловую скорость вращения (уменьшить инерционные моменты), для чего нужно создавать внутреннее скольжение, т. е. аэродинамический момент рыскания. Это достигается, в частности, отклонением руля направления против штопора. В результате был разработан первый научно обоснованный метод вывода самолета из штопора, согласно которому требовалось отклонять против штопора вначале руль направления, а затем (с некоторой задержкой, необходимой для того, чтобы под воздействием созданного отклонением руля направления внутреннего скольжения могла уменьшиться угловая скорость авторотации) и руль высоты. Это был так называемый стандартный метод вывода из штопора. Однако для современных самолетов, отличающихся значительным многообразием режимов штопора, одного стандартного метода оказалось недостаточно.

Создание аэродинамических моментов рыскания, вызывающих внутреннее скольжение, является мощным средством прекращения (или по крайней мере значительного замедления) авторотации. Вообще же характеристики выхода самолета из штопора в основном зависят от возможности достижения наивыгоднейшего соотношения между аэродинамическими моментами рыскания и тангажа, а также между аэродинамическими и соответствующими инерционными моментами.

Для вывода современных самолетов из **нормального штопора** существует четыре основных метода (буква «Н» означает, что метод относится к нормальному штопору):

— **метод № 1Н** — вывод из штопора одновременной постановкой руля высоты и руля направления в нейтральное положение при нейтральном положении элеронов;

— метод № 2Н — вывод из штопора отклонением руля направления полностью против штопора с последующей (через 2—4 с) постановкой руля высоты в нейтральное положение при нейтральном положении элеронов;

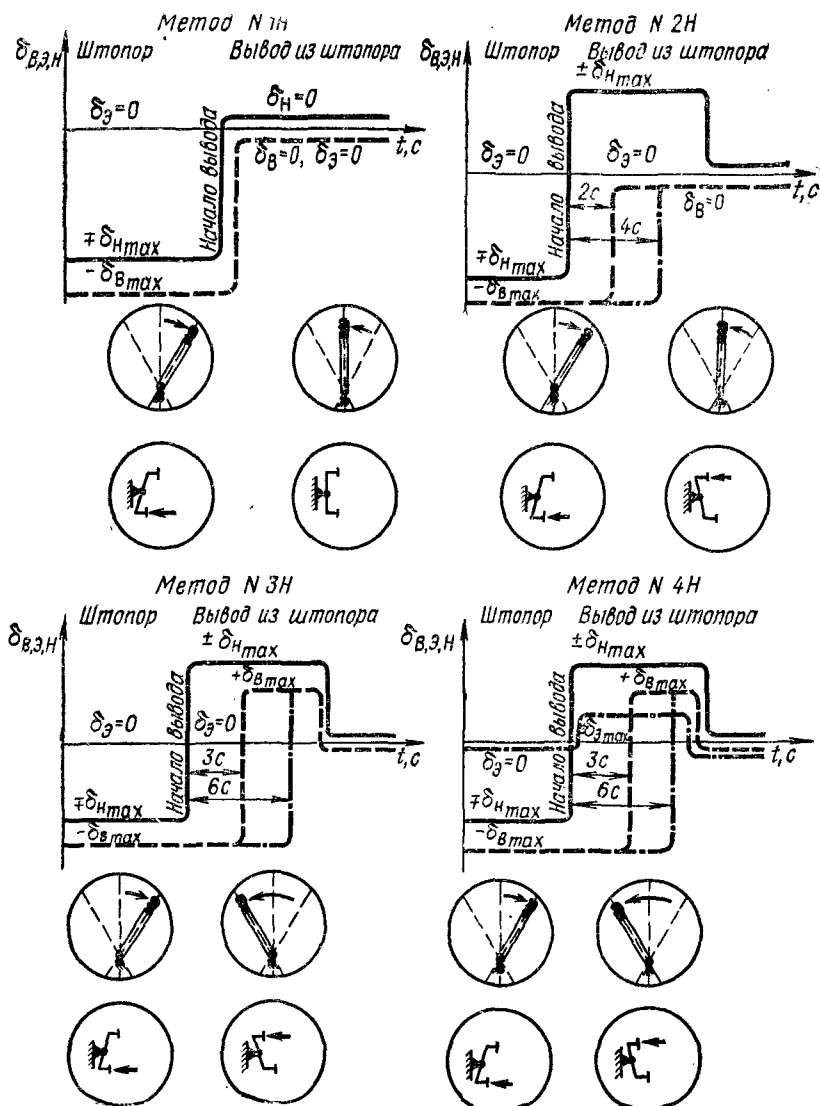


Рис. 6.17. Четыре основных метода вывода современных самолетов из левого нормального штопора

— метод № 3Н — вывод из штопора отклонением руля направления, а через 3—6 с и руля высоты полностью против штопора при нейтральном положении элеронов;

— метод № 4Н — вывод из штопора методом № 3Н, но при этом одновременно с отклонением руля направления отклоняются и элероны по возможности полностью на вывод (у сверхзвукового самолета отклонение элеронов на вывод, как правило, соответствует отклонению их по штопору).

Отклонения рычагов и органов управления при выводе из левого нормального штопора четырьмя основными методами показаны на рис. 6.17. Принятые на этом рисунке условные обозначения отклонений ручки и педалей приведены на рис. 6.18.

Указанные методы вывода расположены в порядке нарастания их эффективности или «силы» (увеличения создаваемых рулями аэродинамических моментов на вывод самолета из штопора). Поэтому наименее «сильным» будет метод № 1Н, а наиболее «сильным» — метод № 4Н.

Метод № 1Н рекомендуется

применять для вывода самолетов из нормальных неустойчивых штопоров (на рис. 5.6 это штопоры I вида), метод № 2Н — из нормального устойчивого колебательного, метод № 3Н — из нормального устойчивого равномерного и, наконец, метод № 4Н — из нормального устойчивого интенсивного штопора. Эти методы позволяют быстрее (с минимальной потерей времени и высоты на выводе) и надежней выводить современные самолеты, как правило, из всех возможных режимов нормального штопора. Примеры применения четырех методов вывода сверхзвуковых самолетов из нормального штопора приведены на рис. 6.19.

При попадании самолета в штопор обычно требуется устанавливать рули полностью по штопору, для того чтобы достичь наибольшей эффективности их действия при отклонении на вывод из штопора. В этом случае, во-первых, получается наибольшее отклонение (наибольший ход) рулей — от упора до упора и, во-вторых, используется динамический («ударный») эффект при резком отклонении рулей из одного крайнего положения в другое. Такой метод использования возможностей рулей применим лишь при выводе самолета из достаточно устойчивых режимов штопора. Но так как летчик заранее не может знать, какой режим штопора возникнет (устойчивый, неустойчивый и т. д.), он должен, как правило, в режиме сразу ставить рули полностью по штопору.

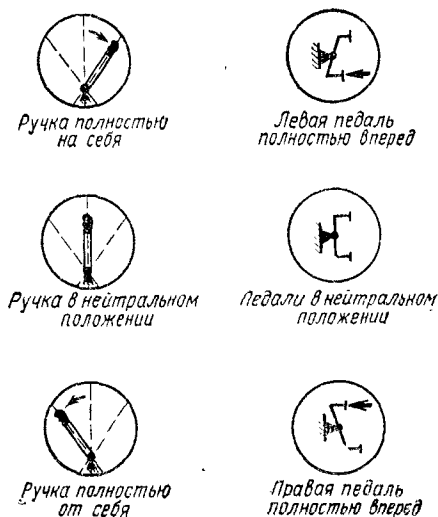


Рис. 6.18. Условные обозначения отклонений ручки управления и педалей

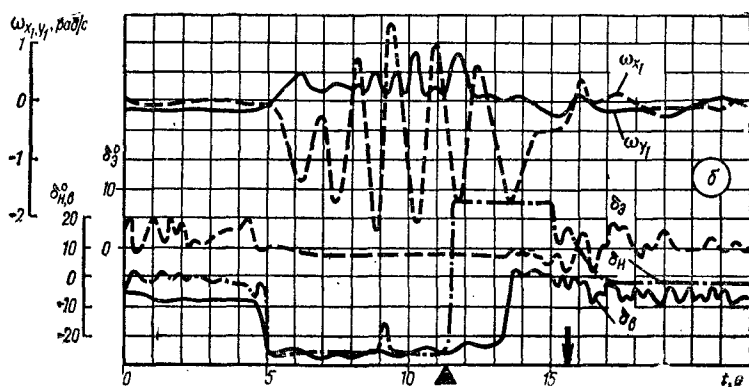
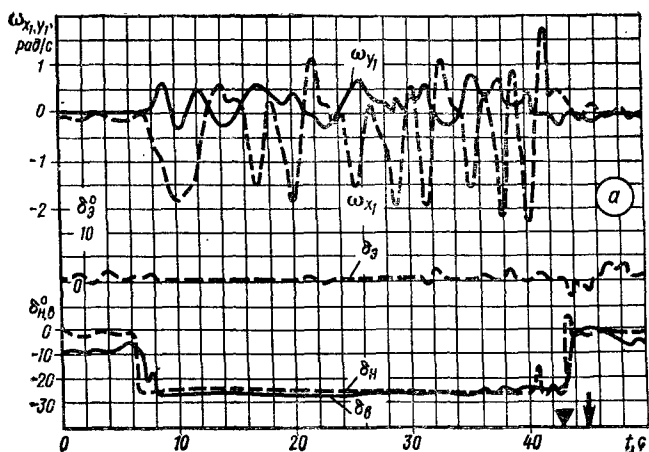
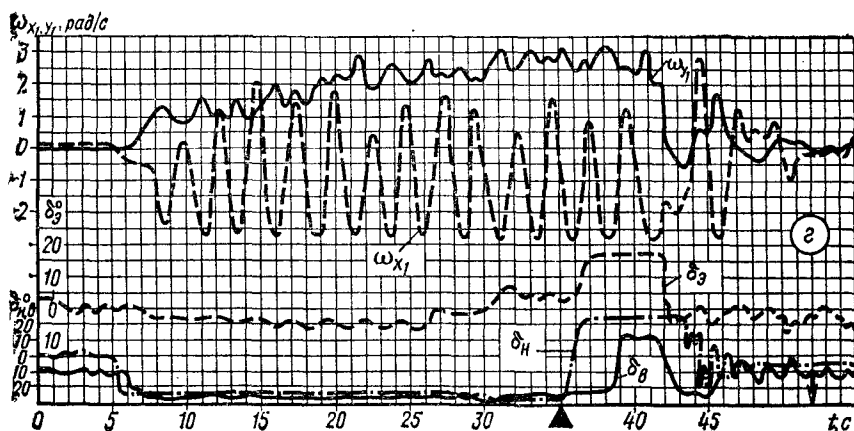
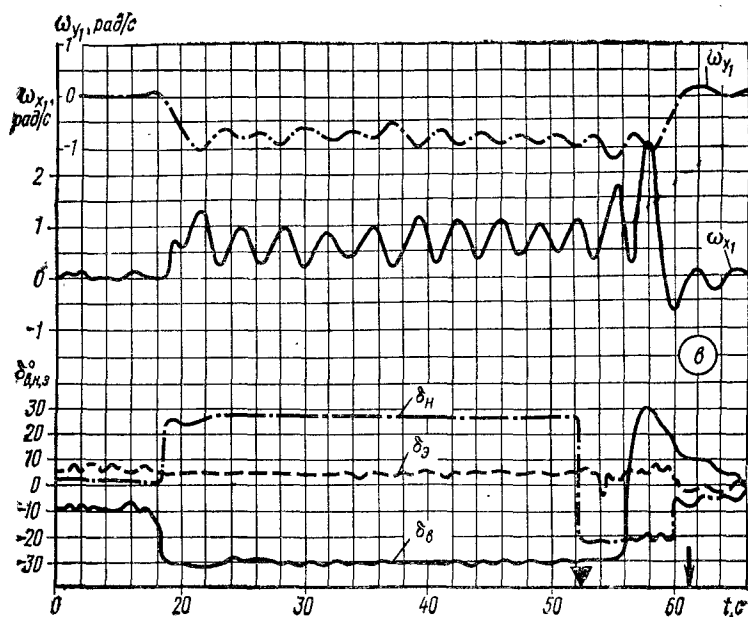


Рис. 6.19. Примеры применения четырех основных методов вывода самолета из нор
да, прекращение
а — вывод методом № 1Н из левого неустойчивого штопора, протекающего в виде бдений;
б — вывод методом № 3Н из правого устойчивого равномерного штопора; в — вывод



мального штопора (треугольник обозначает начало вывода, стрелка — конец вывода-самовращения):

б — вывод методом № 2Н из левого устойчивого колебательного штопора; з — вывод методом № 4Н из левого устойчивого интенсивного штопора

Рассматриваемые методы вывода современных самолетов из нормального штопора (как и методы вывода из перевернутого штопора) разработаны в результате специальных летных испытаний. Возможность применения четырех методов вместо одного стандартного (им в принятом обозначении является метод № 3Н) существенно повышает надежность выхода самолета из штопора, а значит, и безопасность полета. Но от летчика это требует дополнительной затраты внимания, так как теперь ему приходится нужным методом вывода выбирать из четырех возможных и удерживать в памяти порядок действий рулями при каждом методе.

Однако, по отзывам многих летчиков высокой и средней квалификации, указанное затруднение особых опасений не вызывает, как это может показаться на первый взгляд, потому что, во-первых, эти методы вывода отличаются один от другого лишь «силой», т. е. величиной потребных отклонений рулей и интервалов между их отклонениями, и, во-вторых, для вывода используются одни и те же рули (только при выводе методом № 4Н требуется отклонять и элероны) и направления отклонений рычагов управления не меняются.

Ограничиться применением только «сильных» (№ 3Н и 4Н) методов, как это иногда ошибочно предлагают якобы для упрощения работы летчика, нельзя. Объясняется это следующими обстоятельствами.

Для дозвуковых самолетов применение только «сильного» метода было еще целесообразным, так как существовала опасность «нехватки» рулей на выводе из штопора. Поэтому потребная эффективность рулей дозвукового самолета определялась в основном условиями обеспечения надежности вывода из штопора, т. е. возможностью создания аэродинамических моментов, достаточных для прекращения авторотации. У сверхзвуковых же самолетов, наоборот, существует опасность «передачи» рулей на выводе, т. е. создания чрезмерно больших аэродинамических моментов. Возможность проявления этой опасности связана с тем, что потребная эффективность рулей сверхзвукового самолета выбирается (в отличие от дозвукового самолета) исходя уже из условий обеспечения управляемости на больших числах M полета, и поэтому для вывода из штопора она (эффективность), как правило, оказывается больше чем достаточной. Чрезмерное отклонение рулей может значительно ухудшить характеристики выхода (например, излишне увеличится крутизна послештопорного пикирования и связанная с этим потеря высоты на выводе и т. п.) или привести к невыходу самолета из штопора (к переходу его из нормального штопора в перевернутый, из правого в левый и т. п.). Этим объясняется необходимость применения и «слабых» методов вывода (№ 1Н и № 2Н).

Однако только «сильные» методы необходимо применять для вывода сверхзвуковых самолетов из устойчивых интенсивного и равномерного штопоров.

Таким образом, для вывода современных сверхзвуковых самолетов из нормального штопора оказывается необходимым пользоваться как «слабыми», так и «сильными» методами. При этом следует твердо помнить, что «сильные» методы ни в коей мере не «перекрывают» и не могут заменить «слабые». Каждый метод вывода имеет свою область применения.

При выборе метода вывода летчик должен руководствоваться только тем, какой характер штопора был в момент принятия решения о начале вывода. Другие данные (например, высота полета) могут быть использованы лишь в качестве вспомогательных для уточнения и ускорения определения характера режима.

Во всех случаях отклонять рули на вывод необходимо по возможности энергичнее. Медленное, вялое отклонение рулей ухудшает характеристики выхода из штопора, а иногда приводит к невыходу из него.

Если выход самолета из штопора особо затруднен, летчику нужно внимательнее выбирать момент начала вывода (момент начала отклонения первого руля на вывод). Наиболее благоприятными для начала вывода считаются моменты, когда самолет приостанавливает вращение, начинает опускать нос (в перевернутом штопоре — поднимать нос) и т. п.

Интервал между отклонениями руля направления и руля высоты (управляемого стабилизатора) летчику лучше отсчитывать в секундах, а не в витках. Практика показывает, что даже небольшое изменение характера режима (замедление или ускорение вращения самолета) делает весьма затруднительным, а зачастую и просто невозможным правильный (без очень грубых ошибок) отсчет витков, особенно при заметных изменениях пространственного положения самолета (при периодических переваливаниях «на спину» и т. п.). Пользоваться отсчетом витков штопора нецелесообразно не только на выводе, но и в режиме еще и потому, что, во-первых, при неустойчивых режимах штопора, например при штопоре, протекающем в виде падения листом, понятие «виток» вообще теряет смысл и, во-вторых, летчику для оценки обстановки важнее знать время протекания режима и потерю высоты за это время. Кроме того, отсчет в секундах всегда вести легче и он более надежен, а зачастую может быть и единственно возможным способом определения указанного выше интервала и запаздывания самолета с выходом из штопора. Интервал и запаздывание определяются обычно устным счетом секунд.

Контроль за изменением высоты полета в процессе штопора — одно из важнейших условий обеспечения безопасности полета (особенно при попадании в штопор на сравнительно небольших высотах).

Поэтому летчик должен следить за показаниями высотомера в штопоре. Абсолютные величины высот полета высотомер показывает в штопоре с большими погрешностями (из-за сильного искажения обтекания приемника воздушного давления при боль-

ших углах атаки и скольжения и угловых скоростях вращения самолета в штопоре). Однако потерю высоты (перепад высот) в штопоре этот прибор позволяет определять достаточно правильно.

Летная практика показывает, что на сверхзвуковых самолетах чаще применяются методы вывода № 1 и 2. Если первая попытка вывести самолет из штопора (например, методом № 1Н) оказа-

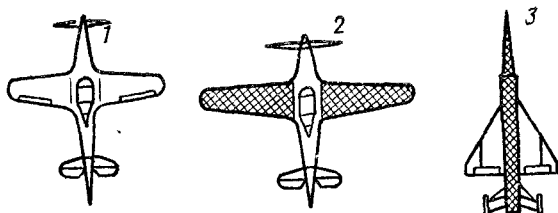


Рис. 6.20. К объяснению влияния разнosa масс на характер инерционных моментов и последовательность действий рулями при выводе самолета из штопора

лась безуспешной, т. е. самовращение не прекратилось, летчик должен снова поставить рули по штопору и через 2—4 с повторить вывод, но уже более «сильным» методом (методом № 2Н). В первом случае он, очевидно, применил «слабый» метод, неправильно определив характер штопора.

Выбор потребного метода вывода из штопора в значительной мере зависит от весовой компоновки самолета — разнosa масс по самолету и от центровки.

Известно, что для дозвуковых самолетов с прямыми крыльями характерен большой разнос масс вдоль размаха крыла, что способствует возникновению в штопоре значительных инерционных моментов крена и рыскания, для современных сверхзвуковых самолетов — большой разнос масс вдоль оси фюзеляжа, способствующий появлению значительных инерционных моментов тангажа и рыскания.

Последовательность действий рулями для вывода самолета из штопора зависит от характера взаимодействия инерционных моментов крена, рыскания и тангажа с соответствующими аэродинамическими моментами, создаваемыми отклонением рулей при авторотации.

Для уяснения зависимости последовательности действий рулями при выводе самолета из штопора от разнosa масс представим себе три условных (гипотетических) самолета (рис. 6.20): самолет с нулевым разносом масс или невесомый (1); самолет, у которого основные массы разнесены вдоль крыла, т. е. самолет с тяжелым крылом и невесомым фюзеляжем (2) и самолет с основными массами, разнесенными вдоль фюзеляжа, т. е. самолет с невесомым крылом и тяжелым фюзеляжем (3).

У первого самолета все три момента инерции (рыскания, тангажа и крена) будут равны нулю. Ясно, что для прекращения авторотации такого самолета следует руль направления и руль высоты отклонять на вывод из штопора практически одновременно. Объясняется это тем, что в данном случае сравнительно легко создать скольжение, парирующее авторотацию, так как аэродинамическому моменту рыскания, возникшему при отклонении руля направления, не будет противодействовать инерционный момент рыскания ($M_{y\text{ин}} = 0$). На втором самолете при авторотации создать скольжение труднее из-за противодействия аэродинамическому моменту, возникающему при отклонении руля направления, большого инерционного момента рыскания от центробежных сил, создаваемых массами, разнесенными по крылу. Поэтому очевидно, что для парирования авторотации необходимо отклонить полностью на

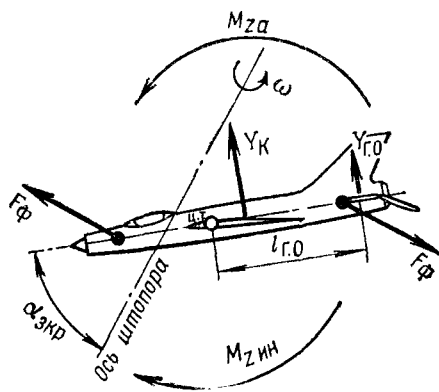


Рис. 6.21. Аэродинамический и инерционный моменты тангажа, действующие на самолет в штопоре

вывод из штопора (отклонить против штопора) сначала руль направления, создав скольжение, благоприятствующее выводу из режима, а затем руль высоты — для перевода самолета на докритические углы атаки. В этом случае (разнос масс вдоль крыла) отклонять элероны на вывод из штопора не нужно, так как при движении крена кроме аэродинамического момента возникнет большой инерционный кренящий момент, который будет затруднять вывод из режима. На третьем самолете при авторотации развиваются большие инерционные моменты тангажа и рыскания. В данном случае, чтобы создать достаточно эффективный для прекращения авторотации управляющий аэродинамический момент, требуется отклонять не только рули направления и высоты, но и элероны. Следовательно, для вывода этого самолета из рассматриваемого режима целесообразно отклонять против штопора одновременно с рулями высоты и направления и элероны, т. е. применять «сильный» метод вывода (№ 4Н или 3Н).

Взаимодействие между аэродинамическим (восстанавливающим) M_{za} и инерционным (дестабилизирующим) $M_{z\text{ин}}$ моментами тангажа в штопоре показано на рис. 6.21. Как видно из рисунка, инерционный момент действует в сторону увеличения угла атаки, т. е. способствует выходу на еще большие закритические углы атаки, а аэродинамический момент препятствует этому (на устойчивом самолете).

Инерционные моменты рыскания, возникающие при штопоре самолетов с прямым и треугольным крыльями, противоположны

по направлению действия (рис. 6.22). Из рисунка видно, что у **дозвукового** самолета при вращении в штопоре центробежные силы F_{K1} , созданные массами, разнесенными вдоль крыла самолета, вызывают появление инерционного момента рыскания $F_{K1}l_{K1}$, действующего по штопору. Этот момент по абсолютной величине больше инерционного момента рыскания $F_{\Phi 1}l_{\Phi 1}$, созданного центробежными силами $F_{\Phi 1}$ масс, распределенных по фюзеляжу, и па-

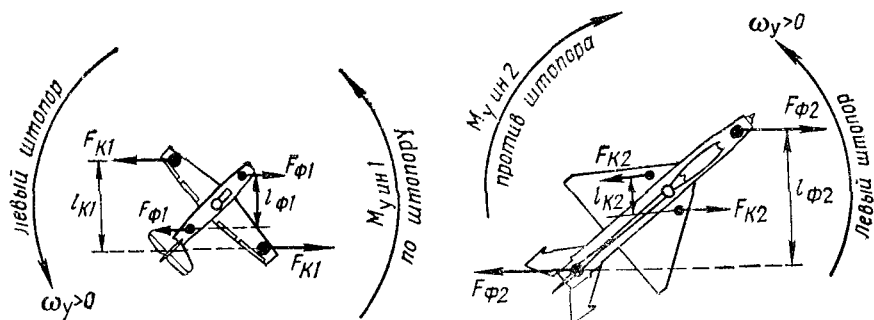


Рис. 6.22. Различие в направлениях действия инерционных моментов рыскания при штопоре самолетов с прямым и треугольным крыльями

правленного против штопора. Следовательно, в этом случае результирующий инерционный момент рыскания $M_{y \text{ ин}1} = F_{K1}l_{K1} - F_{\Phi 1}l_{\Phi 1}$ будет действовать **по штопору**.

У **сверхзвукового** же самолета в штопоре инерционный момент рыскания $F_{\Phi 2}l_{\Phi 2}$, создаваемый центробежными силами $F_{\Phi 2}$ за счет масс, разнесенных вдоль фюзеляжа, направлен против штопора. По абсолютной величине этот момент больше инерционного момента рыскания $F_{K2}l_{K2}$, возникшего от центробежных сил F_{K2} , развиваемых массами, распределенными по крылу, и направленного по штопору. Очевидно, что результирующий инерционный момент рыскания $M_{y \text{ ин}2} = F_{\Phi 2}l_{\Phi 2} - F_{K2}l_{K2}$ будет действовать **против штопора**.

Известно, что весовые и геометрические параметры современного сверхзвукового самолета со стреловидным или треугольным крылом по своим значениям больше значений соответствующих параметров самолета с прямым крылом. Поэтому и абсолютная величина $M_{y \text{ ин}2}$ будет существенно больше абсолютной величины $M_{y \text{ ин}1}$.

Итак, у сверхзвукового самолета инерционный момент рыскания, действуя против штопора, способствует его выходу из этого режима, а у дозвукового самолета этот момент, действуя по штопору, усиливает вращение самолета.

Влияние центровки самолета, т. е. положения его центра тяжести относительно средней аэродинамической хорды крыла, на вывод из штопора заключается в том, что при смещении центра тяжести вперед по полету вывод из режима облегчается, а при

смещении назад — затрудняется (при прочих равных условиях, в частности при неизменном запасе устойчивости). Вполне ясно, что для вывода из штопора (возвращения самолета на докритические углы атаки) необходимо, чтобы возникающий при отклонении летчиком руля высоты на пикирование суммарный (управляющий) аэродинамический момент тангажа M_{z_a} был больше инерционного кабрирующего момента $M_{z_{ин}}$, создаваемого центробежными силами F_{ϕ} масс, разнесенных по фюзеляжу. Но, как видно из рис. 6.21, со смещением центровки назад плечо $l_{г.о}$ подъемной силы $Y_{г.о}$ горизонтального оперения и плечо подъемной силы крыла Y_K будут уменьшаться. Следовательно, уменьшатся и составляющие суммарного аэродинамического момента M_{z_a} — пикирующие аэродинамические моменты, создаваемые указанными подъемными силами. Инерционный же момент $M_{z_{ин}}$ будет практически неизменным (мало изменятся плечо и центробежные силы). В результате управляющий момент M_{z_a} , выводящий самолет на докритические углы атаки, уменьшится, что затруднит парирование авторотации, и увеличится запаздывание самолета с выходом из штопора. Обратная картина будет наблюдаться при смещении центровки вперед: аэродинамический пикирующий момент M_{z_a} станет возрастать (при мало изменяющемся кабрирующем моменте $M_{z_{ин}}$), т. е. условия для вывода самолета из рассматриваемого режима улучшатся.

6.5. МЕТОДЫ ВЫВОДА ИЗ ПЕРЕВЕРНУТОГО ШТОПОРА

Для вывода современных самолетов из перевернутого штопора существуют следующие три основных метода (буква «П» означает, что это метод вывода из перевернутого штопора):

— **метод № 1П** — вывод из штопора одновременной постановкой руля высоты и руля направления в нейтральное положение при нейтральном положении элеронов;

— **метод № 2П** — вывод из штопора отклонением руля направления полностью против штопора с последующей (через 2—4 с) постановкой руля высоты в нейтральное положение при нейтральном положении элеронов;

— **метод № 3П** — вывод из штопора отклонением руля направления, а затем (через 2—4 с) и руля высоты полностью против штопора при нейтральном положении элеронов.

Метод № 1П рекомендуется применять для вывода самолета из перевернутого неустойчивого штопора, метод № 2П — из перевернутого устойчивого колебательного и метод № 3П — из перевернутого устойчивого равномерного штопора.

Отклонения рычагов и органов управления при выводе из левого перевернутого штопора тремя основными методами показаны на рис. 6.23.

На сверхзвуковых самолетах чаще всего приходится пользоваться методом № 2П, так как для них наиболее характерен перевернутый устойчивый колебательный штопор. Вообще же сверх-

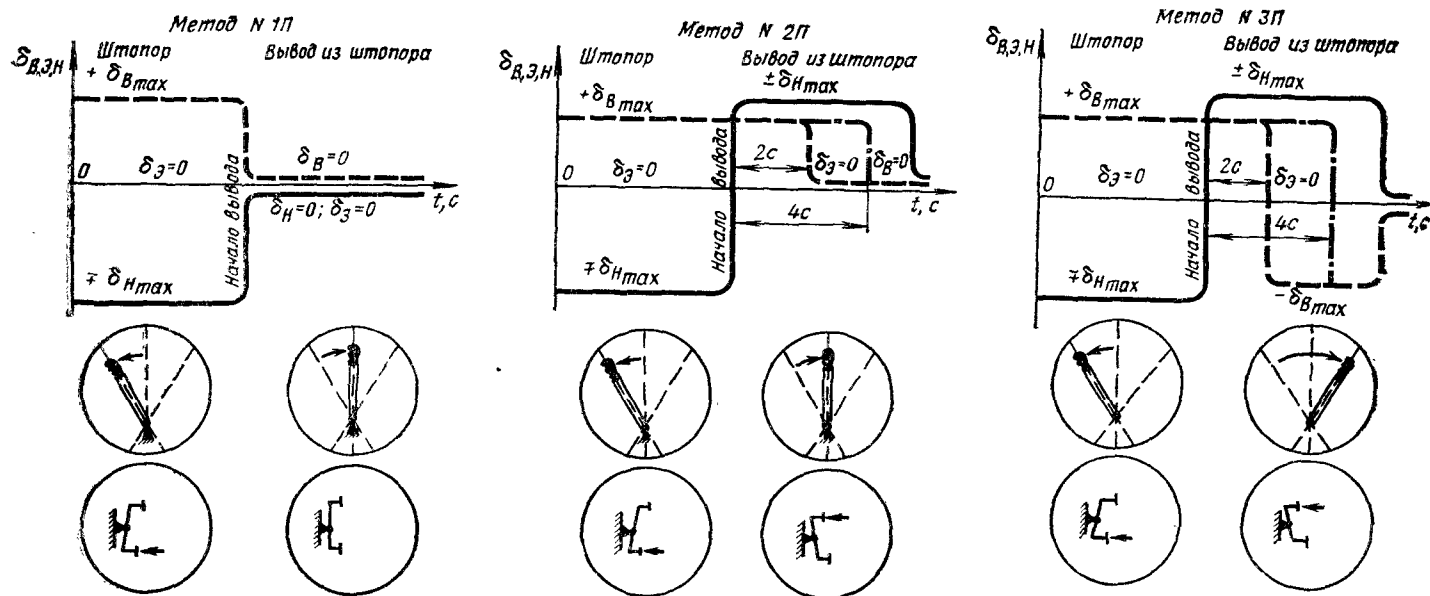


Рис. 6.23. Три основных метода вывода современных самолетов из левого перевернутого штупора (условные обозначения положений ручки управления и педалей те же, что и на рис. 6.18)

звуковые самолеты в перевернутый штопор попадают значительно реже, чем в нормальный. Примеры применения трех методов вывода современных сверхзвуковых самолетов из перевернутого штопора показаны на рис. 6.24.

Самолеты обычной схемы, как правило, выходят из перевернутого штопора легче, чем из нормального. Объясняется это в основном тем, что в таком режиме (самовращение на отрицательных закритических углах атаки) ниже интенсивность авторотации, эффективнее руль направления (он находится практически вне спутной струи от крыла и стабилизатора), уменьшается угол эффективной стреловидности вертикального оперения (рис. 6.25) и меньше средние абсолютные величины углов атаки.

Однако, несмотря на сказанное, для летчика перевернутый штопор всегда труднее нормального. Обусловлено это необычным положением летчика: он оказывается висящим на привязных ремнях вниз головой, а отрицательная перегрузка ($n_y < 0$) стремится оторвать его от сиденья. В таких условиях он может упустить ручку управления и педали (потерять управление), особенно если он неплотно фиксирован в кресле.

При значительных колебаниях самолета летчику иногда весьма трудно визуально определить, в каком штопоре он находится — нормальном или перевернутом (особенно если продольная ось самолета близка к вертикали — самолет штопорит с малыми по абсолютной величине отрицательными закритическими углами атаки, что характерно для перевернутого устойчивого штопора). В таком случае для прекращения авторотации следует установить рули в нейтральное положение.

При отсутствии или невозможности использования внешних визуальных ориентиров, а также с целью контроля в классическом штопоре летчик легко определяет вид штопора, например, по таким ощущениям: если его прижимает к чашке кресла — штопор нормальный, если отрывает от нее (повисает на ремнях) — штопор перевернутый. Когда же самолет в перевернутом штопоре выходит на большие отрицательные углы тангажа, произвольно изменяющиеся в режиме, такой способ определения вида штопора неприемлем.

В перевернутом штопоре сложнее определить и направление штопора (вправо или влево штопорит самолет), в классическом же штопоре, когда положение носовой части самолета относительно горизонта остается практически неизменным, направление вращения легко определяется по угловой скорости рыскания. В перевернутом штопоре при больших угловых скоростях крена, неравномерности движений крена и тангажа таким методом определить направление вращения нельзя. Положение усложняется и тем, что в перевернутом штопоре движение крена обратно движению рыскания. Это значит, что для летчика, смотрящего из кабины вперед, при кренении, например, вправо движение рыскания будет происходить влево.

В нормальном штопоре наблюдается обратная картина: направления движений крена и рыскания совпадают. Так, например, в правом нормальном штопоре летчик видит, что нос самолета

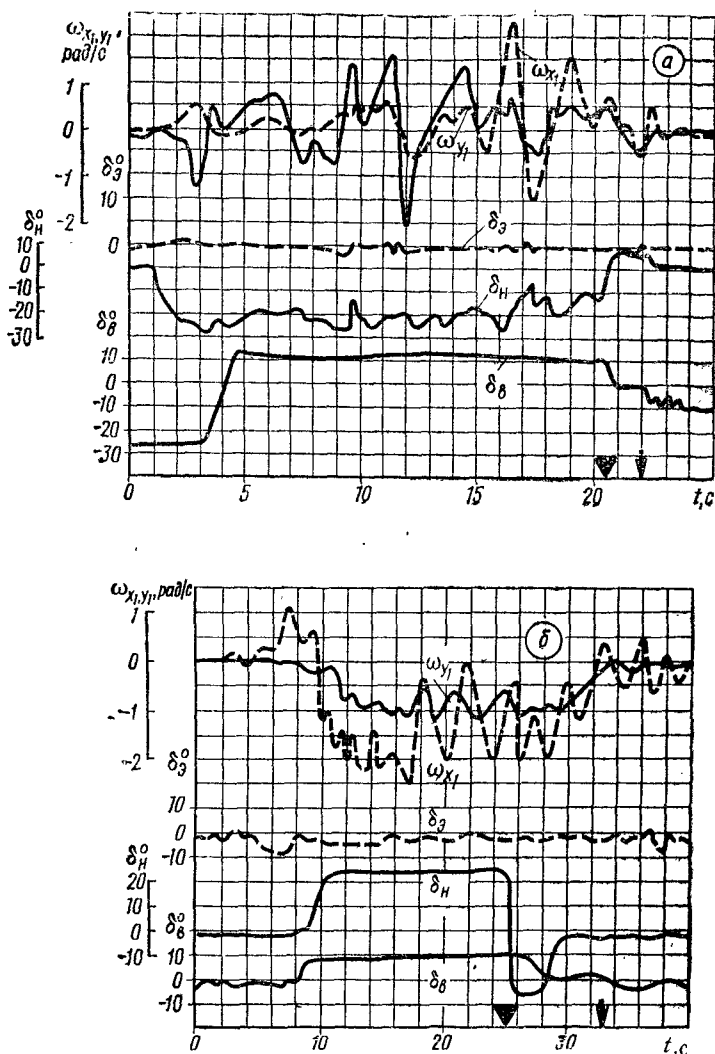
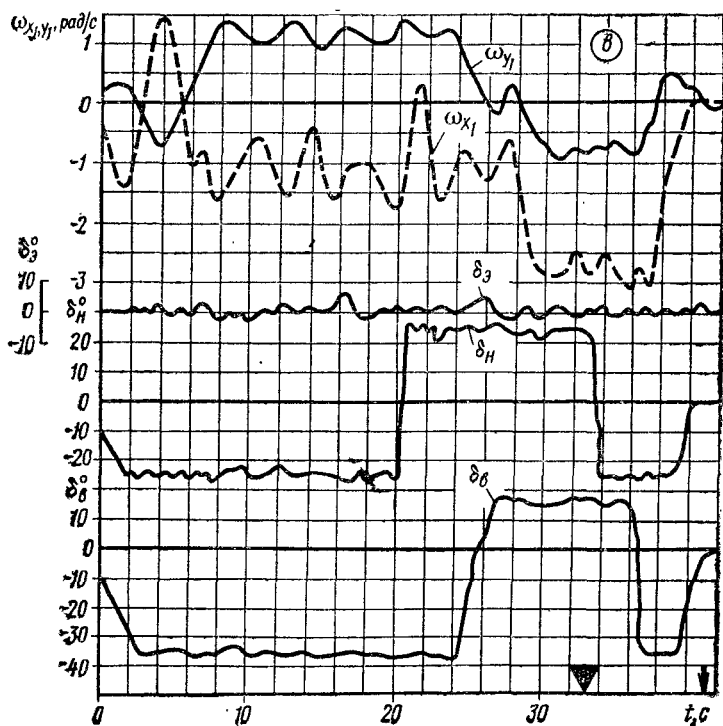


Рис. 6.24. Примеры применения трех основных методов вывода обозначено начало вывода, стрелкой —
 а — вывод методом № 1П из левого неустойчивого штопора; б — вывод методом № 3П из левого устойчивого

поворачивается вправо и в эту же сторону происходит кренение. Опытные летчики по этому признаку отличают нормальный штопор от перевернутого.

Летчики, не имеющие достаточного опыта полетов на штопор, часто определяют направление штопора по направлению движения крена, а не рыскания, поскольку угловая скорость крена обычно значительно больше угловой скорости рыскания (кроме плоского штопора). Этот прием определения направления штопора применяется все чаще (возрастает угловая скорость крена). Полеты на нормальный штопор могут усилить эту тенденцию. Использование данного способа в перевернутом штопоре только дезориентирует недостаточно тренированного летчика.

Поэтому для облегчения летчику сохранения пространственной ориентировки в штопоре и обеспечения возможности выполнения правильных действий рулями при выводе из режима необходимо иметь надежные средства контроля. Такими средствами могут быть



современных самолетов из перевернутого штопора (треугольником конец вывода, прекращение авторотации):

тодом № 2П из правого устойчивого колебательного штопора; σ — вывод равномерного штопора

указатель поворота (его стрелка независимо от вида штопора всегда отклоняется в направлении движения рыскания) и указатель угла атаки, а при его отсутствии — указатель нормальной пере-

грузки. Указатель угла атаки позволяет летчику уверенно определять вид штопора (нормальный или перевернутый), а указатель поворота — его направление (правый или левый).

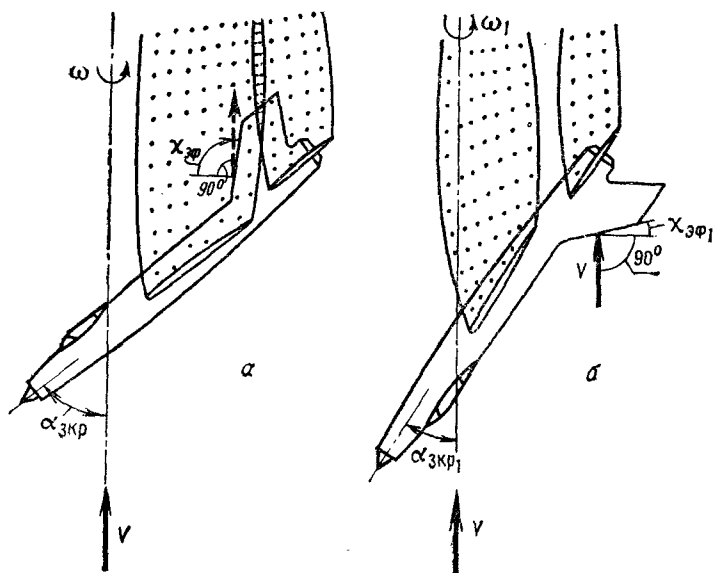


Рис. 6.25. Условия обтекания вертикального оперения в нормальном (а) и перевернутом (б) штопорах (в нормальном штопоре это оперение затенено спутной струей от горизонтального оперения; $\omega > \omega_1$, $\alpha_{зкр} > \alpha_{зкр1}$ и $\chi_{зф} \gg \chi_{зф1}$)

6.6. ОШИБКИ ПИЛОТИРОВАНИЯ ПРИ ШТОПОРЕ

Чем реже встречается какой-либо особо сложный режим полета, тем вероятней появление ошибки пилотирования при попадании самолета в такие условия: летчик мало летает на этом режиме и поэтому недостаточно подготовлен к парированию последствий выхода самолета на него (особенно при произвольном, неожиданном и сравнительно быстром попадании самолета на такой режим). Это, в частности, бывает при возникновении штопора. Для того чтобы летчик всегда мог быстро и правильно определять режим штопора и выбирать соответствующий метод вывода из него, а также улавливать наиболее подходящий момент для начала вывода (приостановка вращения, опускание носа и др.), ему необходимо изучить характер штопора своего самолета, т. е. тренироваться на штопор.

Тренировать летчиков на штопор следует как в процессе практических занятий на авиационных тренажерах, так и (обязательно!) в полетах на учебно-тренировочных самолетах (по возможности на спарках). Необходимые рекомендации для этого содер-

жаться в соответствующих инструкциях и курсах летной подготовки.

При составлении программы летной подготовки следует иметь в виду, что выполнить эти рекомендации можно лишь при хорошей тренировке летчика на штопор. Такая тренировка позволяет ему смелее летать на предельных режимах и «выжимать» из самолета максимум того, что он может дать. Для обеспечения полной безопасности в начале тренировок вводить самолет в штопор (в учебных целях) следует с исходного режима прямолинейного горизонтального полета на скорости, превышающей минимальную на 30—40 км/ч. При этом ввод в сваливание производится энергичным отклонением руля направления с одновременным резким отклонением ручки управления на себя. Такой способ ввода обеспечивает четкое сваливание и уверенный вход самолета в штопор заданного направления вращения.

Некоторые самолеты не входят в штопор при нейтральных элеронах, т. е. на них требуется для ввода в штопор отклонять не только рули, но и элероны. В этом случае самолет начинает вращение в сторону полукрыла с поднятым элероном. Следовательно, для ввода самолета, например, в правый штопор (рис. 6.26) стабилизатор (руль высоты) и правый элерон отклоняются вверх (ручка управления на себя и вправо), руль направления — вправо (правая педаль вперед). Отклонение левого элерона вниз увеличит подъемную силу левого полукрыла, а отклонение правого элерона вверх приведет к уменьшению подъемной силы правого полукрыла. Искривление хвостовой части профиля вверх способствует возникновению более раннего срыва потока с правого полукрыла, что дополнительно уменьшит его подъемную силу и увеличит лобовое сопротивление. Разница в подъемных силах правого и левого полукрыльев ($Y_n < Y_d$) приведет к появлению аэродинамического момента крена, действующего в сторону правого полукрыла, а разница в силах лобового сопротивления ($X_n > X_d$) — к возникновению момента рыскания, действующего в ту же сторону и вызывающего левое скольжение. Отклонение руля направления вправо также вызовет скольжение на левое полукрыло. Если самолет обладает поперечной статической устойчивостью, при левом скольжении возникнет восстанавливающий момент крена, стремящийся накренить самолет на правое полукрыло. Это в свою очередь усилит тенденцию самолета к развороту вправо (благодаря возрастанию лобового сопротивления на правом, опускающемся полукрыле) и т. д.

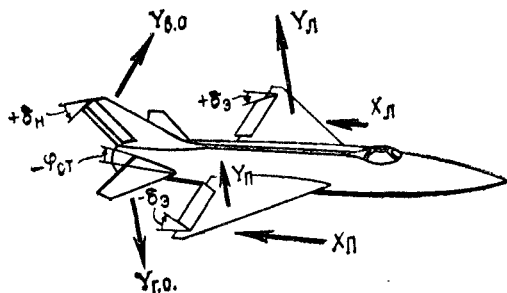


Рис. 6.26. Отклонения рулей и элеронов и силы, способствующие входу самолета в правый штопор

Возникает своего рода самовозбуждающийся процесс кренения с одновременным разворотом самолета. При этом отклоненный вверх цельноповоротный стабилизатор создаст подъемную силу $Y_{г.о.}$, стремящуюся увеличить угол атаки самолета. При наличии скольжения критический угол атаки самолета уменьшается. Выход вращающегося самолета на закритические углы атаки создаст самые благоприятные условия для возникновения штопора.

В программах тренировок необходимо предусмотреть тщательную отработку методики тренировок с учетом возможностей тренажера. При этом следует обращать серьезное внимание на соотношение тренировок на тренажере и в полете, с тем чтобы избежать выработки у летчика устойчивых навыков действий на тренажере, не всегда или не вполне соответствующих тому, что требуется в реальных полетах. Самостоятельные полеты на штопор желательно выполнять на самолете, оборудованном противоштопорными устройствами: ракетами или парашютами.

Как уже говорилось, подавляющее большинство современных самолетов попадает в штопор только при возникновении особых ситуаций или из-за грубых ошибок пилотирования. При правильных действиях летчика современный самолет не входит в штопор даже после сваливания. Для каждого самолета особенности поведения и способы пилотирования на закритических углах атаки указываются в инструкции летчику (руководстве по летной эксплуатации). Но, к сожалению, из-за недостаточной тренировки летчики при входе самолета в штопор не всегда используют рекомендованные инструкцией методы вывода или же нечетко выполняют их отдельные элементы.

Попадание в штопор требует от летчика принятия быстрых и четких решений, особенно на сверхзвуковых самолетах. Однако суетливая поспешность в действиях на таких режимах совершенно недопустима. Практика полетов показывает, что большинство аварий, возникших в результате непроизвольного попадания в штопор, происходит из-за того, что летчик поторопился в своих действиях, а не потому, что он чего-то не успел сделать.

Насколько далеко можно на данном самолете проникать в область больших углов атаки, в значительной степени зависит от мастерства летчика, понимания им физики явлений и умения «чувствовать» самолет. Граница между режимами полета, при которых еще сохраняются достаточные управляемость и устойчивость самолета (с определенным запасом на возможные ошибки пилотирования), и срывными режимами выбирается обычно с учетом возможностей летчика средней квалификации (хотя само по себе понятие «средняя квалификация» весьма условно). Чем выше летное мастерство, тем дальше для этого летчика отодвигается указанная граница в сторону срывных режимов.

При выводе самолета из штопора наиболее часто допускаются две ошибки: отклонение элеронов против штопора и применение более «сильного» метода вывода, чем это необходимо по характеристикам данного штопора.

6.6.1. Применение излишне «сильного» метода вывода

Как уже отмечалось, применение излишне «сильного» метода вывода (перестраховка) не улучшает, а, наоборот, только ухудшает характеристики выхода, иногда даже приводит к невыходу самолета из штопора. Здесь под невыходом понимается не продолжение самовращения самолета в начальном режиме, а переходы, например, из правого в левый штопор, из нормального в перевернутый и т. п. Иными словами, в этом случае самолет продолжает штопорить, но только в другом режиме.

Отклонение руля направления на выводе полностью против штопора, когда по характеру режима достаточно поставить его только в нейтральное положение, может приводить к значительному возрастанию запаздывания с выходом или к изменению направления вращения (знака угловой скорости рыскания), т. е. к невыходу из штопора. Пример ошибки пилотирования — применение излишне «сильного» метода при выводе из правого нормального неустойчивого штопора, протекавшего в виде падения листом по спиралеобразной траектории, показан на рис. 6.27. Здесь летчик вместо того, чтобы установить руль направления в нейтральное положение, как это требовалось по характеру режима, отклонил его полностью влево, т. е. вместо метода № 1Н применил метод № 2Н. В результате самолет перешел из правого в левый нормальный штопор (начиная с $t \approx 45$ с), из которого затем он был выведен постановкой руля направления в нейтральное положение (при $t \approx 50$ с).

На рис. 6.28 показан пример, когда из-за чрезмерного отклонения ручки управления от себя (руля высоты полностью против штопора) при выводе из нормального штопора (по характеру штопора достаточно было поставить ручку нейтрально) самолет самовращение не прекратил, а перешел в перевернутый штопор. Эта ошибка может также привести к излишнему опусканию носа самолета (рис. 6.29) и, как следствие, к увеличению крутизны пикирования после окончания авторотации. В результате возрастает потеря высоты за вывод и конечная скорость пикирования. Это особенно опасно на малых высотах из-за возможности превышения предельно допустимой скорости полета. Кроме того, в этом случае под воздействием большого аэродинамического момента создаются отрицательные перегрузки (как видно на рис. 6.29, б, при $t \approx 41$ с отрицательная нормальная перегрузка n_{y1} достигла величины 1,2), затрудняющие работу летчика (возможны потеря пространственной ориентировки из-за ухудшения зрения, зависание на привязных ремнях и обрыв этих ремней, удар головой о фонарь и т. п.).

На рис. 6.30 показан пример, когда летчик пытался вывести самолет из нормального неустойчивого штопора методом № 3Н (начало вывода при $t \approx 28$ с), тогда как по характеру режима (неустойчивый штопор, протекающий в виде падения листом) требовалось применить метод № 1Н. В результате самолет перешел (при $t \approx 35$ с) из правого нормального в левый нормальный што-

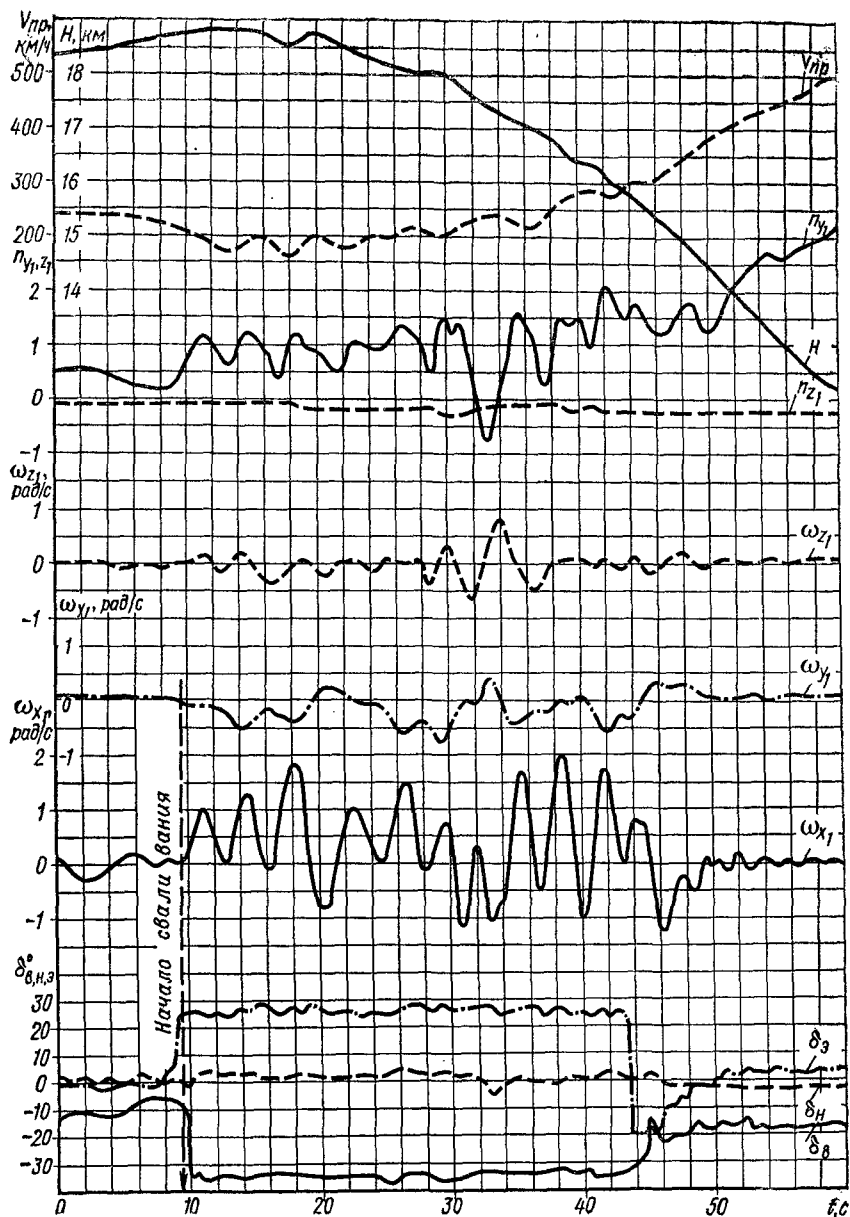


Рис. 6.27. Отклонение руля направления полностью против нормального неустойчивого правого штопора, т. е. применение излишне «сильного» метода вывода (№ 2Н вместо № 1Н), — ошибка пилотирования, вызвавшая переход самолета в нормальный левый штопор

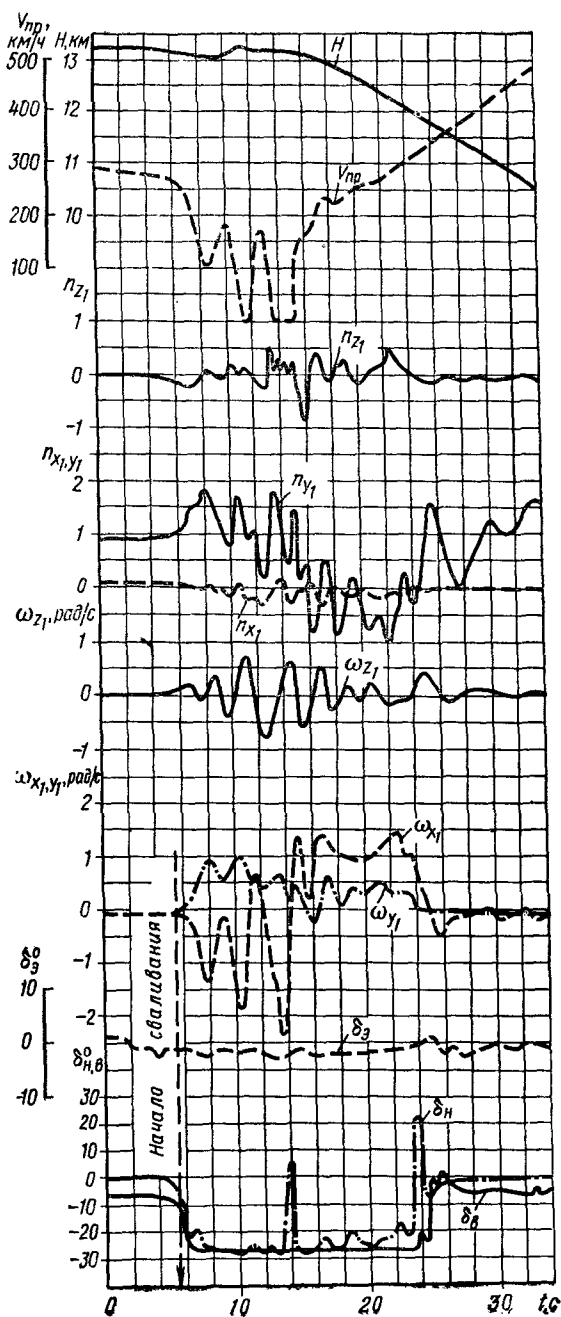


Рис. 6.28. Отклонение руля высоты полностью против нормального неустойчивого штопора, т. е. применение излишне «сильного» метода вывода (№ 3Н вместо № 1Н), — ошибка пилотирования, вызвавшая переход самолета в перевёрнутый штопор

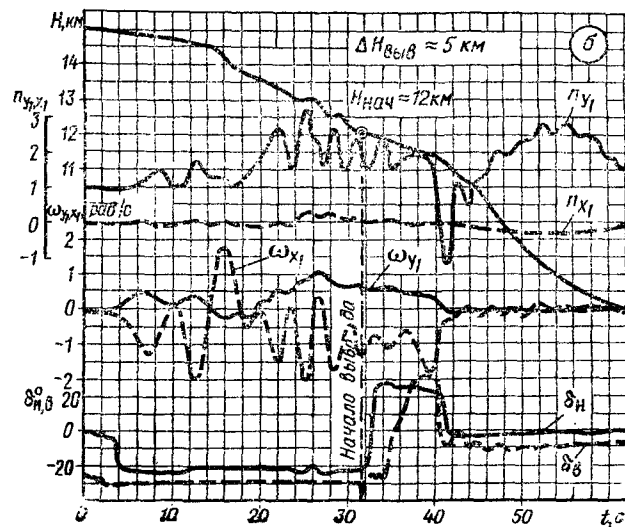
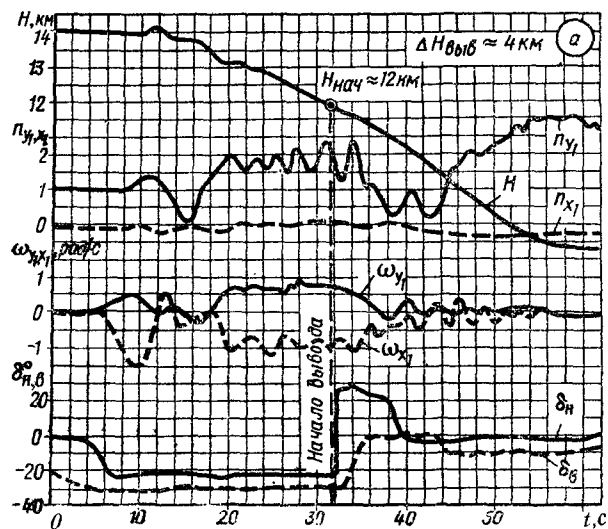


Рис. 6.29. К сравнению характеристик вывода из левого нормального штопора при правильном методе вывода (а) и при ошибке пилотирования (б) — излишнем отклонении руля высоты против штопора

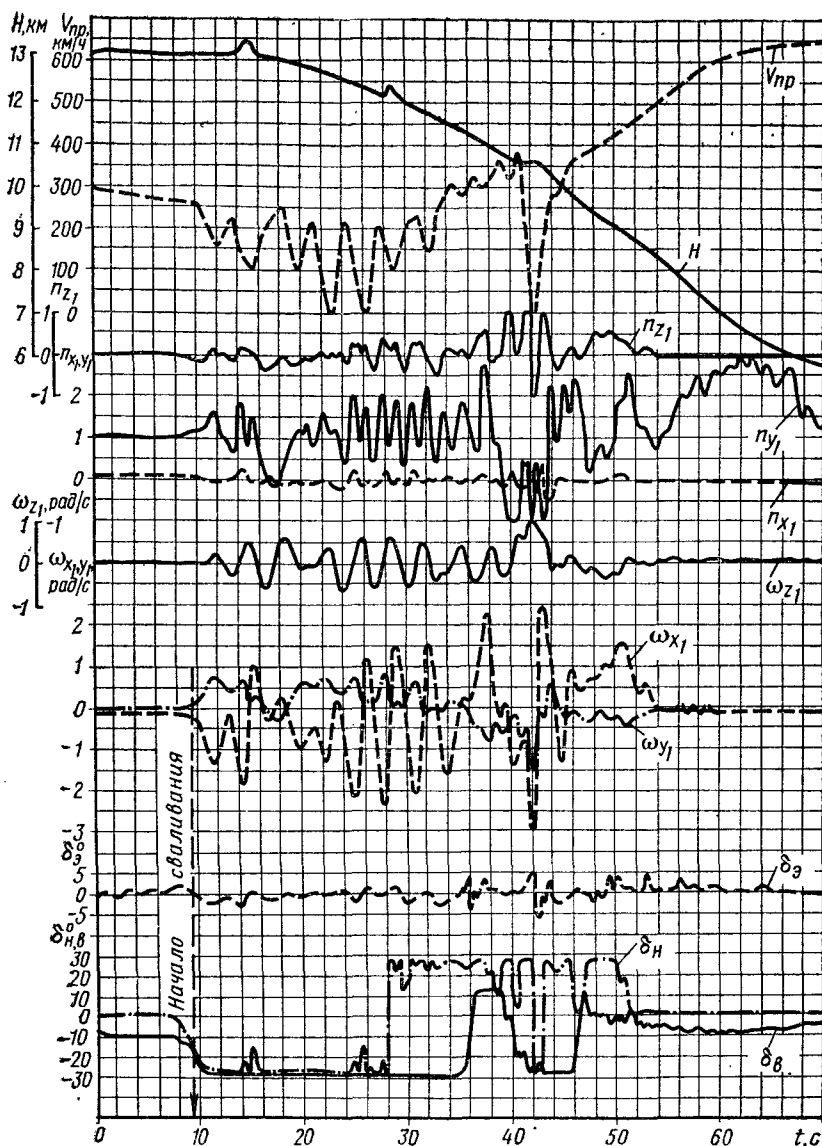


Рис. 6.30. Применение излишне «сильного» метода вывода (№ 3Н вместо № 1Н) из правого нормального неустойчивого штопора — ошибка пилотирования, вызвавшая переход самолета в левый нормальный, а затем в перевернутый штопор

пор, а затем (при $t \approx 39$ с) и в перевернутый штопор. В дальнейшем после ряда других неправильных действий рулями снова возник правый нормальный штопор (при $t \approx 45$ с), из которого самолет был выведен только после постановки рулей высоты и направления в нейтральное положение.

Приведенные примеры говорят о том, насколько важно при выводе сверхзвуковых самолетов из штопора уметь правильно выбрать соответствующий данному режиму штопора метод вывода.

6.6.2. Применение излишне «слабого» метода вывода

Как уже говорилось, летчик должен твердо помнить, что выбор метода вывода самолета из штопора зависит только от характера режима. При этом нельзя применять не только излишне «сильные», но и более «слабые» методы вывода. Такая ошибка (применение излишне «слабого» метода) возникает из-за недооценки летчиком интенсивности и устойчивости вращения самолета в штопоре.

Применение более «слабого», чем это нужно для данного штопора, метода вывода приводит к невыходу самолета из штопора или к выходу, но с весьма значительным запаздыванием. Последнее по существу также является невыходом, так как длительное продолжение вращения самолета после отклонения рулей на вывод из штопора воспринимается летчиком практически как невыход из него.

Применение недостаточно «сильного» метода (кроме случая потери пространственной ориентировки в штопоре на динамических высотах) недопустимо не только при выводе из устойчивых равномерного и интенсивного штопоров, но также и из устойчивого колебательного — возрастает запаздывание выхода из режима. На малых высотах это является вдвойне опасным, так как значительно увеличивается само запаздывание и уменьшается запас высоты при входе в штопор на этих высотах.

Летчик всегда должен, отклонив рули на вывод из штопора, по возможности выждать некоторое время (не менее 12—15 с, а при достаточном запасе высоты и больше), прежде чем снова установить их по штопору и начинать попытку вывести самолет из режима уже более «сильным» методом (если первая попытка успеха не имела). Объясняется это тем, что самолет может прекратить самовращение со сравнительно большим запаздыванием (в частности, в результате ошибок пилотирования, которые не приводят к невыходу из штопора). Кроме того, в этом случае из-за напряженного состояния летчику и несколько секунд могут показаться длящимися «бесконечно».

6.6.3. Нарушение последовательности отклонения рулей

Отклонение при выводе из штопора вначале руля высоты, а затем руля направления — так называемая обратная последовательность действий рулями — ошибка пилотирования, приводящая к

невыходу самолета из штопора. Руль высоты требуется отклонять на вывод только после руля направления (при устойчивом штопоре) или одновременно с ним (при неустойчивом штопоре).

Нельзя первым отклонять руль высоты (управляемый стабилизатор особенно) **на вывод из штопора** в основном потому, что: а) пикирующий момент, созданный этим рулем, будет уменьшать угол атаки, что приведет к возрастанию (или появлению) путевой статической устойчивости. Это будет препятствовать созданию рулем направления внутреннего скольжения — важнейшего средства прекращения или значительного замедления авторотации, т. е. средства возвращения самолета на эксплуатационные углы атаки. Отклонения только руля высоты для перевода самолета на докритические углы атаки обычно бывает недостаточно; б) сильно снижается эффективность руля направления из-за значительного увеличения затенения его спутной струей от горизонтального оперения — ухудшается управляемость самолета.

При опережающем отклонении руля направления на вывод из устойчивого штопора легче создается внутреннее скольжение, значительно уменьшающее момент самовращения. Это приводит к уменьшению угловой скорости вращения, а следовательно, и инерционных моментов, препятствующих выходу самолета из штопора. С уменьшением же, например, инерционного момента тангажа (кабрирующий момент) уменьшается и потребный аэродинамический момент тангажа, создаваемый отклонением руля высоты на вывод из штопора (пикирующий момент).

При выводе из устойчивого штопора временной интервал между отклонениями рулей направления и высоты необходим для того, чтобы за это время под воздействием внутреннего скольжения, созданного отклонением руля направления, в достаточной степени уменьшился момент самовращения.

При выводе самолета из неустойчивого штопора рули можно отклонять на вывод одновременно потому, что в этом случае даже небольшого импульса достаточно для прекращения авторотации (иногда такой штопор возможен только при отклоненных по штопору рулях).

6.6.4. Отклонение элеронов в штопоре

Пользоваться элеронами в штопоре (в режиме и особенно на выводе из него) запрещается во всех случаях, кроме вывода из штопора методом № 4Н. Летчик должен стараться удерживать элероны в штопоре и на выводе из него строго в нейтральном (или исходном балансировочном, если оно отлично от нейтрального) положении. Даже небольшого отклонения элеронов бывает иногда достаточно для существенного изменения характера штопора, а следовательно, и условий вывода из него.

На рис. 6.31 показан пример, когда отклонение элеронов против штопора всего на $2-3^\circ$ (ошибка, которую летчик легко может допустить, если он недостаточно внимательно следит за положением

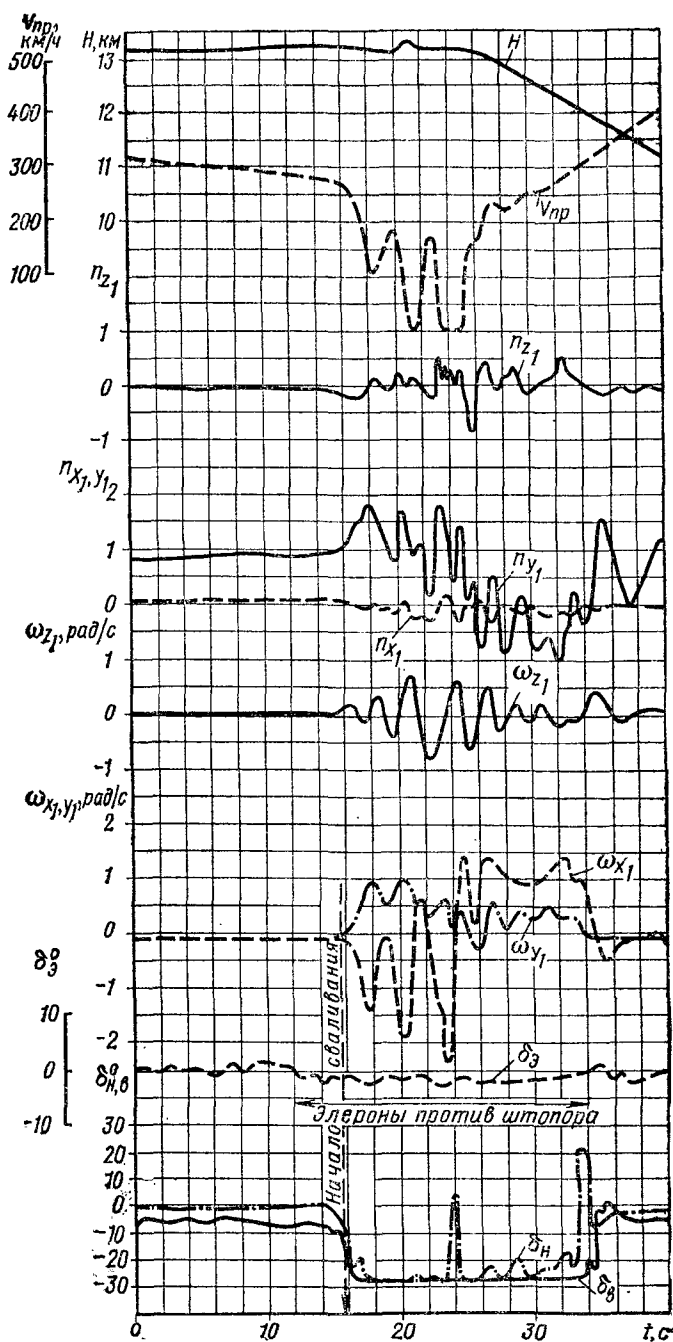


Рис. 6.31. Отклонение элеронов против штопора в процессе режима — ошибка пилотирования, вызвавшая переход самолета из левого нормального штопора в левый перевернутый

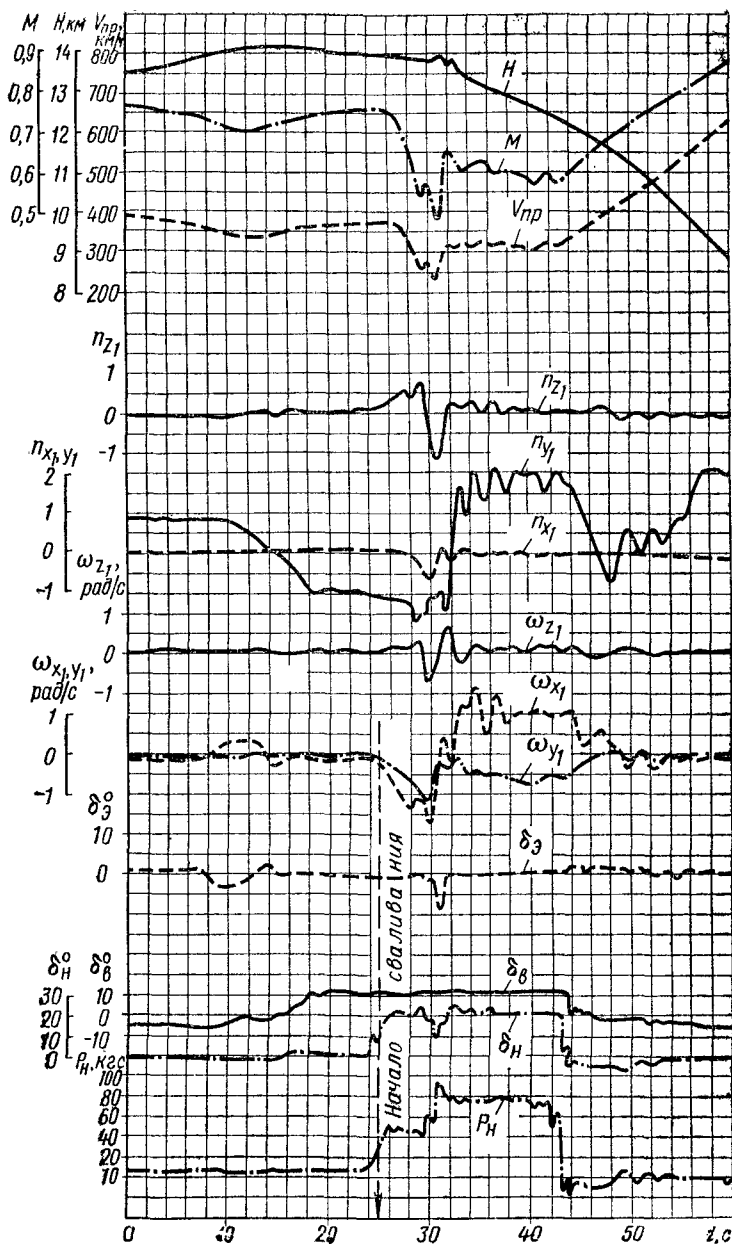


Рис. 6.32. Отклонение элеронов по штопору в процессе режима — ошибка пилотирования, вызвавшая переход самолета из правого перевернутого штопора в правый нормальный

нием ручки управления в режиме) вызвало (после случайного, весьма кратковременного отклонения руля направления) переход самолета из левого нормального в левый перевернутый штопор

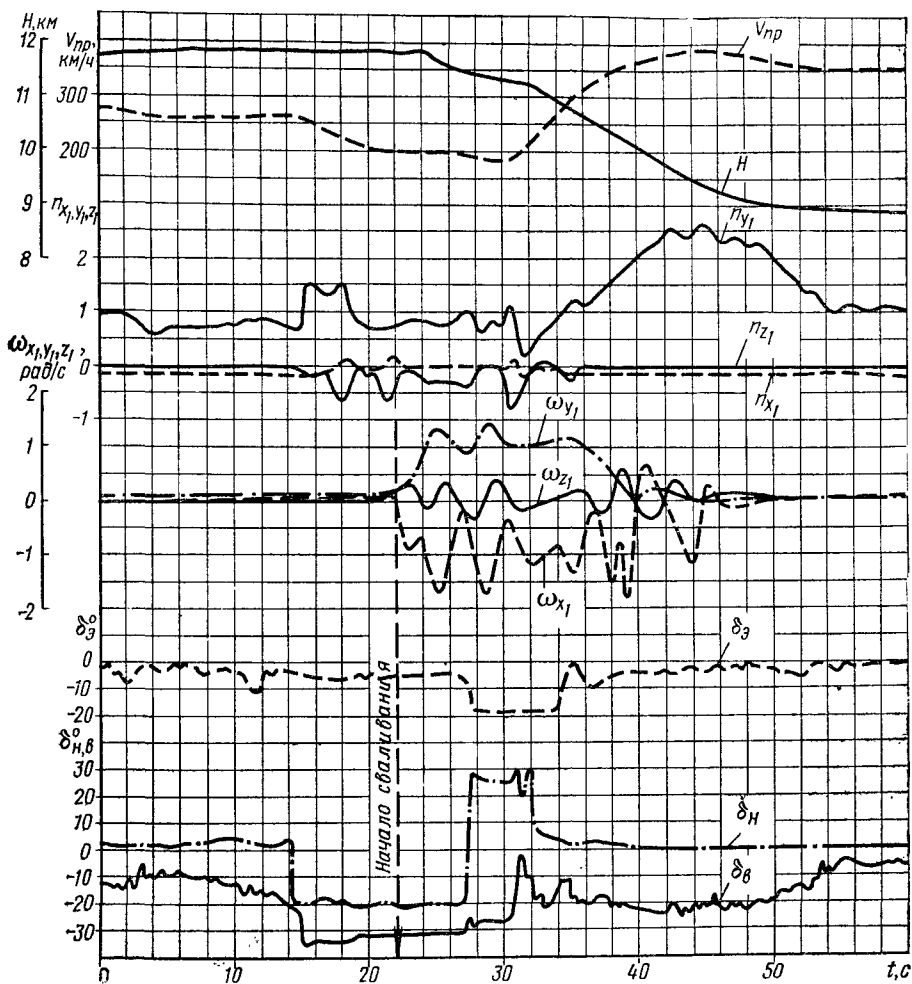


Рис. 6.33. Отклонение элеронов против штопора на выводе из режима — ошибка пилотирования, приведшая к невыходу самолета из левого нормального устойчивого штопора (до постановки элеронов и руля высоты в нейтральное положение)

(при $t \approx 24$ с). Летчик не заметил изменения режима и удерживал рули по левому нормальному штопору. Самолет продолжал находиться в перевернутом штопоре, из которого вышел только после постановки рулей в нейтральное положение.

На рис. 6.32 приведен пример, когда после небольшого кратковременного отклонения элеронов по штопору и отклонения руля

направления (возникшего из-за резкого возрастания усилий на педалях под действием элеронов) самолет перешел из правого перевернутого в правый нормальный штопор. И в этом случае летчик (достаточно опытный) не заметил изменения режима и начал выводить самолет, полагая, что он находится в перевернутом штопоре. Авторотация прекратилась после постановки рулей в нейтральное положение (несмотря даже на отклонение ручки управления на себя при выводе).

Очень грубой ошибкой пилотирования, приводящей, как правило, к невыходу самолета из штопора, является и отклонение элеронов против штопора при выводе из режима (у сверхзвуковых самолетов это способствует обычно только усилению самовращения). Пример такой ошибки, допущенной при выводе самолета из левого нормального устойчивого колебательного штопора (начало вывода при $t \approx 27$ с), показан на рис. 6.33. Для вывода из этого штопора нужно было применить метод № 2Н. Летчик так и пытался сделать, однако одновременно с отклонением руля направления на вывод он ошибочно отклонил и элероны против штопора на 15° . Самолет из штопора не вышел до постановки элеронов в исходное балансировочное положение (при этом руль направления находился уже в нейтральном положении).

6.6.5. Ошибки из-за потери пространственной ориентировки в штопоре

На современных самолетах в ряде случаев летчики допускают ошибки пилотирования из-за трудности ведения пространственной ориентировки в штопоре. В приведенном на рис. 6.34 примере летчик по этой причине не понял, что самолет перешел из левого нормального неустойчивого в левый перевернутый штопор (при $t \approx 18$ с). Поэтому он пытался вывести самолет из перевернутого штопора методом № 2Н, предназначенным для вывода из нормального штопора. Эта ошибка привела к переходу самолета из левого перевернутого в правый нормальный штопор, так как последнему и соответствовало отклонение руля направления (положение по правому штопору). Штопор прекратился только после постановки рулей в нейтральное положение.

Отклонение рулей в нейтральное положение на выводе является наиболее правильным приемом, если летчик не в состоянии определить характер штопора. Такое затруднение достаточно опытный летчик может испытывать лишь на больших высотах, при штопоре, протекающем со значительными колебаниями самолета, т. е. при нормальном неустойчивом или устойчивом колебательном штопоре. В первом случае, как известно, требуется применять метод вывода № 1Н, во втором — метод № 2Н.

Однако на больших высотах допускается, как исключение, применять для вывода из нормального колебательного штопора менее «сильный» способ — метод № 1Н вместо метода № 2Н. В этом случае самолет выходит из штопора со значительно большим запозда-

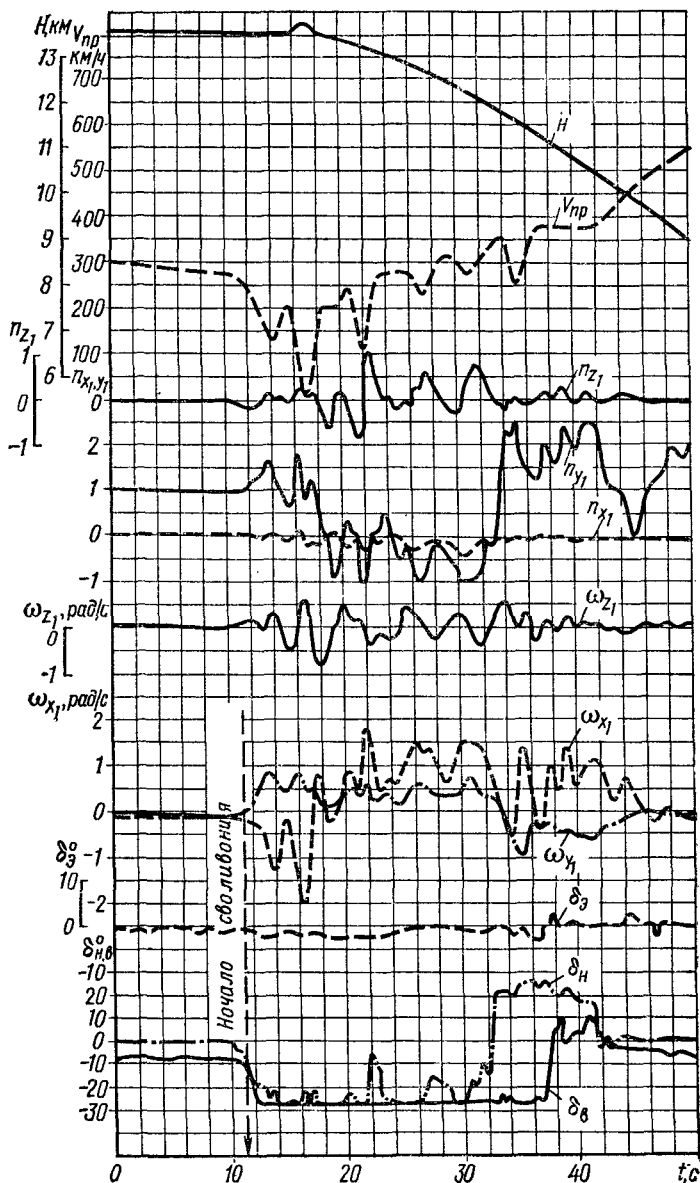


Рис. 6.34. Неправильное определение характера (вида) штопора и, как следствие, метода вывода из него — ошибка пилотирования, допущенная летчиком из-за потери пространственной ориентировки в режиме и вызвавшая переход самолета из левого перевернутого в правый нормальный штопор

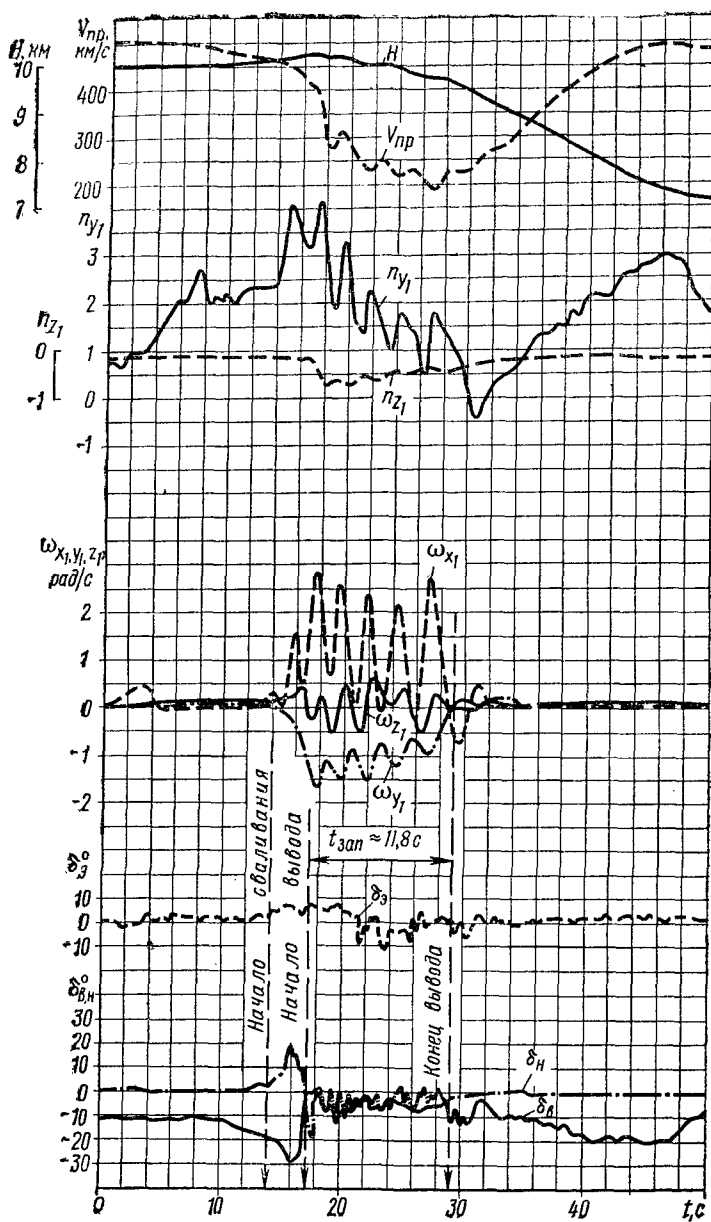


Рис. 6.35. Применение для вывода самолета из нормального устойчивого колебательного штопора вместо метода № 2Н менее «сильного» метода — № 1Н, вызвавшее увеличение запаздывания самолета с выходом из режима и потери высоты

нием, но так как имеется достаточный запас высоты, это для безопасности полета особой роли не играет. На рис. 6.35 приведен пример, когда для вывода из нормального колебательного штопора, возникшего на высоте 10 км (чем меньше начальная высота, тем

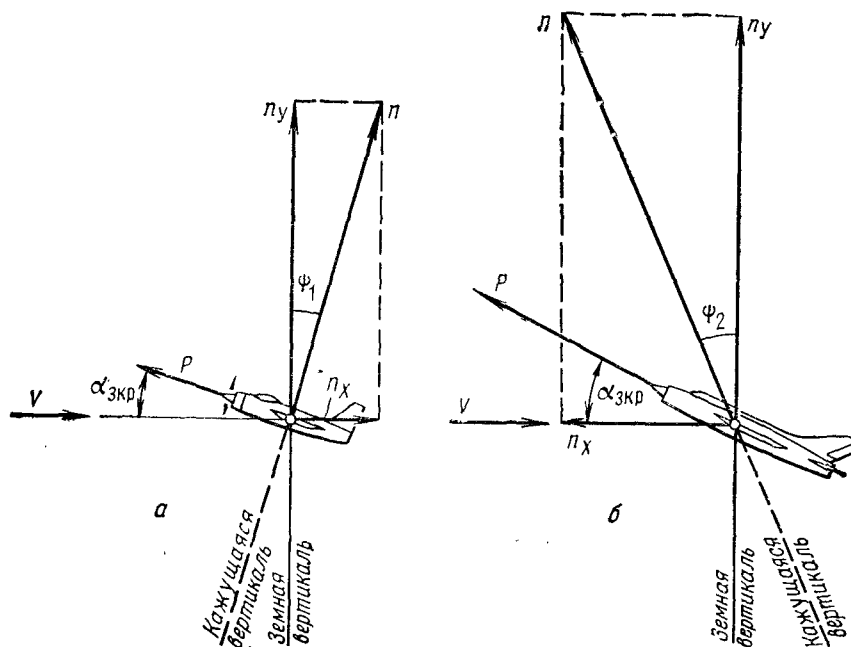


Рис. 6.36. Положения кажущейся вертикали при выходе на закритические углы атаки:

а — у дозвукового самолета ($n_x < 0$); б — у сверхзвукового самолета ($n_x > 0$)

обычно штопор становится более устойчивым и, следовательно, запаздывание выхода возрастает), летчик применил вместо требуемого метода № 2Н менее «сильный» — метод № 1Н. Как видно из графика, самолет в этом случае запоздал с выходом на 11,8 с (в сходных условиях при выходе методом № 2Н запаздывание обычно составляет 5—7 с).

Летчик может быть дезориентирован в отношении положения самолета в пространстве при выходе на закритические углы атаки и по следующей причине. Как известно, современные маневренные сверхзвуковые самолеты обладают весьма большой тяговооруженностью. У некоторых из них она достигает 0,8—0,9 кг тяги/кг веса (это значит, что тяга силовой установки составляет 80—90% веса самолета). Такая тяговооруженность позволяет совершать полет на закритических углах атаки при аэродинамическом качестве $K \leq 1,5$, т. е. на этих углах атаки сила тяги будет больше лобового сопротивления самолета. Поэтому при выходе самолета на $\alpha_{зкр}$ продольная перегрузка n_x остается положительной и кажущаяся

вертикаль (направление действия результирующей перегрузки n_y) будет отклонена относительно земной (истинной) вертикали (направления действия нормальной перегрузки n_y) вперед по полету на угол ϕ_2 (рис. 6.36). В этом случае летчик может потерять представление об истинном пространственном положении самолета: под действием значительной положительной перегрузки n_x его будет прижимать к спинке кресла, что в известной мере вызовет появление тенденции дополнительно взять ручку на себя, т. е. перевести самолет на еще большие углы атаки. В результате самолет может сорваться в штопор с работающим на повышенном режиме двигателем.

На дозвуковых самолетах, имевших малую тяговооруженность, наблюдалась обратная картина: на $\alpha_{кр}$ кажущаяся вертикаль отклонялась назад на угол ϕ_1 (тяга меньше лобового сопротивления) и под действием отрицательной перегрузки n_x летчика отрывало от спинки кресла, что способствовало возникновению у него стремления отдать ручку от себя, т. е. перевести самолет на меньшие углы атаки.

6.7. ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ВЫВОДА ИЗ ШТОПОРА

Рассмотренных семи основных методов пилотирования (четыре для нормального и трех для перевернутого штопоров), как правило, бывает достаточно для вывода из всех режимов штопора, возникающих у современных самолетов. Но с появлением самолетов, принципиально отличающихся от существующих схемой и компоновкой (например, сверхзвуковой самолет типа «утка» или «бесхвостка», самолет с Т-образным хвостовым оперением) или инерционными и аэродинамическими характеристиками, особенностями управляемости, могут потребоваться дополнительные, новые или особые методы и средства вывода из штопора. Не исключена будет и модификация основных методов (выражающаяся, например, в значительном увеличении временного интервала между отклонениями руля направления и руля высоты).

Основных методов вывода может оказаться недостаточно, в частности, для самолетов, у которых в штопоре руль направления (вертикальное оперение) практически полностью затенен спутной струей от горизонтального оперения, фюзеляжа и крыла (рис. 6.37, а). Такое затенение может приводить к невыходу самолета из режима (плохая компоновка хвостового оперения). Когда руль затенен не более чем на 70%, вывод из штопора затруднен. Лучшие характеристики выхода из штопора получаются, конечно, когда вертикальное оперение практически не затенено.

Модификация основных методов и применение дополнительных способов и средств могут потребоваться для вывода некоторых сверхзвуковых самолетов из вертикального штопора на сравнительно малых высотах. Это относится к самолетам, имеющим тонкое треугольное крыло малого удлинения и фюзеляж с длинной

заостренной носовой частью и обладающим большими инерционными моментами тангажа и рыскания. Такие самолеты штопорят с большими угловыми скоростями при очень больших углах атаки (плоский штопор с $\alpha_{\text{ср}} = 75 \div 85^\circ$).

Некоторые самолеты на сравнительно больших высотах из плоского штопора практически не выходят. На меньших же высотах при том же положении рулей, что и на больших высотах, они пе-

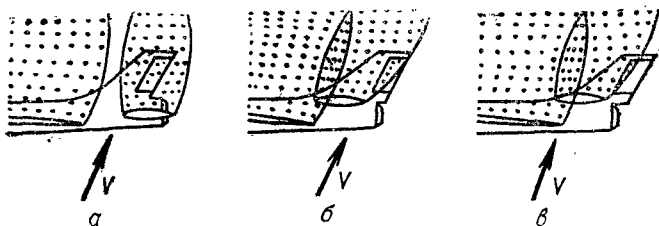


Рис. 6.37. Затенение руля направления в штопоре при разных положениях стабилизатора относительно килля:

а — весь руль направления затенен (плохо); *б* — затенено около 70% площади руля направления (приемлемо); *в* — практически весь руль направления не затенен (хорошо)

реходят в крутой штопор — характеристики выхода улучшаются и вывод из режима затруднений не представляет. Значит, для таких самолетов снижение на меньшие высоты можно считать дополнительным способом вывода из штопора (конечно, при достаточном запасе высоты).

Когда применение любых возможных комбинаций отклонений обычных рулей и элеронов при выводе из штопора положительных результатов не дает, могут использоваться дополнительные (аэродинамические и реактивные) средства прекращения авторотации. К таким средствам относятся, например, спойлеры, складные стабилизатор и киль (выдвигающиеся при выводе из режима), турбулизаторы, дестабилизатор, дифференциальное управление правой и левой половинами стабилизатора, реактивные рули (использование тяги и отклонения реактивной струи двигателя), тормозные или специальные противоштопорные парашюты и ракеты и др. Самолеты, обладающие плохими характеристиками выхода из штопора, должны быть оборудованы особенно надежной сигнализацией, предупреждающей выход самолета на опасные режимы.

Необходимость применения дополнительных средств вывода может возникнуть, например, при попадании самолета в штопор после глубокого сваливания, когда эффективность управления (особенно продольного) резко ухудшается.

Применение динамического эффекта, создающегося при вводе в действие специального противоштопорного или тормозного парашюта, нередко позволяет сравнительно легко прекратить авторотацию даже в том случае, когда самолет не выходит из штопора при использовании самого «сильного» из основных методов вывода. Сбрасывать парашют следует только после того, как летчик

убедится, что самолет окончательно вышел на заведомо эксплуатационные углы атаки. Тормозной парашют может создавать довольно большой момент на пикирование. Иногда такое же действие при выводе из штопора оказывает выпуск закрылков и шасси.

При потере эффективности горизонтального оперения облегчает вывод из штопора применение складного стабилизатора (создается пикирующий момент), а при падении эффективности вертикального оперения — использование складного киля. Преимуществом устройств, подобных складным стабилизатору и килю, перед такими средствами, как парашют и ракеты, является многоразовость их использования.

Турбулизаторы — убирающиеся поверхности, выпускаются при сваливании и попадании в штопор. При установке их сверху носовой части фюзеляжа увеличивается демпфирующий момент рыскания, создаваемый этой частью фюзеляжа. В одних случаях турбулизаторы выпускают (раскрывают) одновременно, симметрично (например, для улучшения характеристик выхода самолета с длинной тонкой носовой частью фюзеляжа из пологого штопора), в других — несимметрично, только с одной стороны, для создания благоприятного внутреннего скольжения.

Самолеты, снабженные дополнительными средствами вывода из штопора, должны кроме предупреждающей сигнализации иметь системы защиты их от попадания на закритические углы атаки. Это особенно необходимо, если у таких самолетов на больших закритических углах атаки даже при полном отклонении ручки управления от себя возникают кабрирующие моменты.

Для значительного повышения надежности предупреждения сваливания и штопора и вывода самолета из этих режимов может применяться противоштопорный автопилот. Он должен быть составной частью системы управления самолетом, иметь датчики основных параметров полета (как минимум — угла атаки, угловой скорости рыскания и нормальной перегрузки) и вычислительную систему (электронная логическая система), настроенную на характеристики конкретного самолета в заданных полетных конфигурациях. Такой автопилот важно иметь на самолетах с плохими штопорными характеристиками, особенно если они попадают в вертикальный (развившийся) штопор, выход из которого затруднен или практически невозможен. В этом случае требуется как можно раньше начинать вывод из штопора (до окончания переходного участка). Эту задачу может своевременно и правильно решить электронная система автопилота. Она определяет характер штопора и соответственно ему отклоняет рули на вывод в наиболее благоприятный для этого момент. Эта система сводит к минимуму возможность повторных сваливания и попадания в штопор, не мешает летчику пилотировать на всех эксплуатационных режимах полета, вступая в действие только при выходе за установленные ограничения. При необходимости летчик может пересиливать действие автопилота,

Глава 7

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА НА ПРЕДЕЛЬНЫХ РЕЖИМАХ

7.1. ВЫБОР ЛЕТНЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ

Выбор летных ограничений (предельных режимов полета) представляет собой сложную комплексную задачу. При решении этой задачи должно удовлетворяться, как правило, такое противоречивое требование: достижение максимального использования боевой эффективности самолета при сохранении высокого уровня безопасности полета.

Сложность реализации этого требования заключается в том, что при установлении летных ограничений, имеющих целью предотвратить выход самолета за предельные режимы полета (попадание на критические режимы), несколько сужаются его маневренные возможности. Но последнее не должно сопровождаться чрезмерным снижением боевой эффективности самолета, одним из показателей которой являются его возможности по боевому маневрированию. Очевидно, что нельзя успешно выполнить боевую задачу, если на выбранном режиме полета высокая боевая эффективность самолета достигается при низком уровне безопасности полета.

Боевая эффективность военного самолета характеризуется успешностью выполнения поставленных задач, безопасность полета — возможностью выполнения боевого полета без происшествий, вызываемых как причинами, не связанными с боевым воздействием противника (отказы авиационной техники, ошибки летного состава, особо сложные метеоусловия), так и причинами, обусловленными наличием боевых повреждений.

Для количественной оценки боевой эффективности и уровня безопасности полета при выборе летных ограничений используется статистико-вероятностный метод.

Количественным показателем боевой эффективности самолета считается вероятность выполнения на нем боевой задачи, а крите-

рием уровня безопасности полета — вероятность завершения полета без тяжелого летного происшествия (аварии или катастрофы), оцениваемая по числу аварийных или катастрофических ситуаций, приходящихся на один полет или на единицу полетного времени (например, на час полета) в заданных эксплуатационных условиях.

Успешным считается полет, если боевая задача выполнена без тяжелого летного происшествия. Величина вероятности выполнения такого полета — основной показатель для установления летных ограничений. При этом необходимо правильно оценивать возможности экипажа в отношении выдерживания установленных ограничений. (Для этого очень важно создать специальную систему обеспечения безопасности полета, которая, контролируя соответствующие параметры, могла бы практически мгновенно обнаруживать и парировать отказы и боевые повреждения, сигнализировать об этом экипажу и выдавать рекомендации по дальнейшим действиям.)

При выборе летных ограничений, кроме перечисленных показателей, должны оцениваться все особенности поведения самолета данного типа, работы его систем и оборудования, условий полета и т. д., а также наиболее вероятные типичные ошибки пилотирования, допускаемые летчиками на этом самолете.

При оценке особенностей поведения и пилотирования самолета в первую очередь рассматриваются характеристики управляемости и устойчивости самолета. Например, при выборе ограничения по углу атаки важно знать, возникает ли на данном самолете (как и когда) неустойчивость по перегрузке (непроизвольное кабрирование), достаточна ли эффективность рулей для парирования появляющегося при этом аperiodического движения тангажа.

Для оценки вероятности появления наиболее типичных для данного самолета ошибок пилотирования эти ошибки можно разделить (по степени их влияния на выполнение боевой задачи и безопасность полета) на два вида:

1) ошибки пилотирования, в результате которых самолет не выходит за эксплуатационные ограничения; по таким ошибкам определяют качество выполнения полетного задания, они практически не влияют на безопасность полета;

2) ошибки пилотирования, которые приводят к выходу самолета за эксплуатационные ограничения; такие ошибки являются предпосылками к летным происшествиям, они заметно снижают вероятность выполнения боевой задачи и уровень безопасности полета.

Ошибки первого вида, как правило, устранимы действиями летчика. Ошибки второго вида почти неисправимы. Если же и представляется некоторая возможность для устранения ошибки второго вида, это сопровождается большим психофизическим напряжением летчика и осуществляется со значительным запаздыванием.

При установлении летных ограничений необходимо, учитывая вероятность появления всех наиболее часто встречающихся на данном типе самолета ошибок пилотирования, особое внимание уделять недопущению ошибок второго вида. С этой целью рассма-

триваются причины и сущность ошибок (их связь с конструктивно-аэродинамическими особенностями самолета, характеристиками силовой установки, оборудования и т. п.), а также производится статистическая оценка повторяемости этих ошибок. Ниже приводятся наиболее часто встречающиеся ошибки пилотирования второго вида.

Одной из таких ошибок пилотирования, допускаемых летчиками на маневренных самолетах, является чрезмерное увеличение угла атаки. Однако опасное увеличение угла атаки (приближение к околокритическим его значениям) обычно бывает связано с грубым нарушением заданного режима полета, т. е. со второй наиболее вероятной ошибкой пилотирования — значительным превышением темпа отклонения ручки управления на себя (скорости нарастания n_y) в начале маневра. Статистика показывает, что, например, рекомендуемая скорость нарастания нормальной перегрузки при выполнении вертикальных маневров часто превышает летчиками примерно в полтора раза (а иногда и более).

Следующей характерной ошибкой пилотирования является резкое, практически полное отклонение ручки управления от себя для парирования непроизвольного кабрирования (на самолетах, обладающих неустойчивостью по перегрузке при больших углах атаки). Обычно для парирования кабрирования бывает достаточно отклонить ручку управления от себя примерно до нейтрального положения. Излишнее же отклонение ручки за нейтральное положение при восходящем вертикальном маневре (например, при выполнении полупетли) может вызвать резкое уменьшение нормальной перегрузки (иногда до нуля) и, как следствие, распрямление траектории. Это вызывает чрезмерные набор высоты и потерю скорости (последнее само по себе может приводить к выходу самолета на недопустимо большие углы атаки).

К числу наиболее вероятных относится также ошибка пилотирования, заключающаяся в резком отклонении ручки управления по диагонали при выполнении нисходящих вертикальных маневров (например, при выводе из пикирования с одновременным разворотом самолета, т. е. с одновременным созданием нормальной перегрузки и угловой скорости крена). В результате возникают интенсивные движения тангажа и крена (с большими угловыми ускорениями и скоростями). Это может приводить, в частности, к возникновению аэроинерционного вращения самолета.

Характерной ошибкой является нарушение координации при одновременном отклонении элеронов и руля направления. В этом случае перетягивание ручки управления может приводить к неожиданному и резкому сваливанию самолета.

Часто встречающейся ошибкой пилотирования, допускаемой при маневрировании на малых и средних высотах с большими приборными скоростями, является превышение максимальной эксплуатационной перегрузки (обычно на величину $\Delta n_y \approx 1,0$) из-за чрезмерно резких действий рулями. Обусловлено это высокой чувствительностью современных маневренных сверхзвуковых самолё-

тов к отклонениям ручки управления (точнее, органов управления при больших дозвуковых приборных скоростях полета на указанных высотах.

Итак, летные ограничения устанавливаются таким образом, чтобы надежно предотвратить (при соблюдении их) выход самолета на критические (неэксплуатационные) режимы полета.

7.2. ПРИМЕНЕНИЕ АВИАЦИОННЫХ ТРЕНАЖЕРОВ

Важным средством профилактики ошибок экипажа, особенно ошибок пилотирования (ошибок летчика), является применение для практического обучения летного состава авиационных тренажеров (пилотажных стендов-имитаторов). Но, говоря об этом, следует вновь особо подчеркнуть, что летная подготовка, тренировка непосредственно в воздухе играет первостепенную роль в предупреждении этих ошибок, т. е. в повышении безопасности полета. Обучение же на тренажерах носит вспомогательный характер.

Тренажеры могут использоваться и для решения некоторых научно-исследовательских и конструкторских задач при создании новых типов самолетов.

Целесообразность применения тренажеров для подготовки и совершенствования летного состава видна из того, что они позволяют:

- 1) сделать безопасным и ускорить выявление и изучение наиболее вероятных ошибок пилотирования второго вида, особенно тех из них, которые связаны с действиями экипажа при серьезных отказах авиационной техники;

- 2) эффективно отрабатывать действия экипажа при всех, в том числе и наиболее сложных, условиях полета;

- 3) ускорить освоение новых, еще не поступивших в эксплуатацию самолетов и значительно снизить возможность возникновения опасных ошибок экипажа при переучивании на них (учитывая наиболее вероятные ошибки пилотирования, допускающиеся на самолетах сходных типов);

- 4) существенно ускорить подготовку летного состава, так как процесс обучения на тренажерах не зависит от погоды и не связан с опасностью возникновения летных происшествий и др.;

- 5) снизить стоимость обучения (одно занятие с экипажем на тренажере обходится в 10—15 раз дешевле тренировочного полета);

- 6) быстро и без риска варьировать самые разнообразные условия полета;

- 7) увеличить полноту и точность оценки общей подготовки экипажей и улучшить контроль их готовности к полету;

- 8) значительно сократить количество учебно-тренировочных полетов;

- 9) вырабатывать навыки пилотирования как в нормальных условиях, так и при особых случаях в полете (особенно при наиболее опасных отказах, например при отказе критического двига-

теля на многодвигательном самолете, при отказе гировертикали в сложных метеоусловиях и т. п.).

Тренировка летчика на тренажере в действиях при отказах авиационной техники позволяет уменьшить время реакции его на отказ (рис. 7.1) и выработать твердые навыки действий при аналогичных отказах в полете.

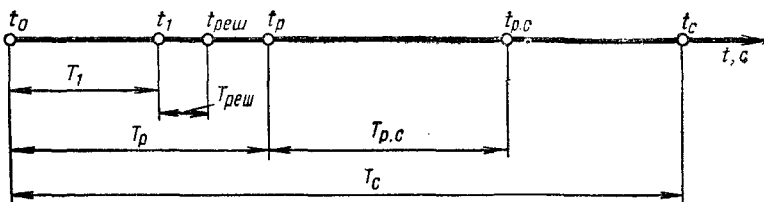


Рис. 7.1. К пояснению времени реакции летчика T_p и ответной реакции самолета $T_{p.c}$

На рис. 7.1 показаны временные интервалы, характеризующие реакцию летчика на отказ (на примере отказа критического двигателя) и ответную реакцию самолета на действия летчика. На оси времени отмечены моменты:

- отказа критического двигателя (t_0);
- распознавания летчиком характера отказа (t_1);
- принятия летчиком решения о действиях для парирования последствий отказа ($t_{реш}$);
- начала действий летчика по парированию отказа (t_p);
- начала ответной реакции самолета на действия летчика ($t_{p.c}$);
- срабатывания, т. е. восстановления или исходного режима, или выхода на новый режим полета с отказавшим двигателем (t_c).

Вообще же весь процесс парирования отказа будут характеризовать следующие временные показатели (рис. 7.1):

- время распознавания отказа: $T_1 = t_1 - t_0$;
- время для принятия решения: $T_{реш} = t_{реш} - t_1$;
- время реакции летчика: $T_p = t_p - t_0$;
- время ответной реакции самолета: $T_{p.c} = t_{p.c} - t_p$;
- время срабатывания: $T_c = t_c - t_0$; это время в значительной степени зависит от субъективного фактора — быстроты реакции летчика. Как уже указывалось, можно заметно сократить время реакции летчика отработкой на тренажере четких действий по парированию отказа.

В ВВС США разработана памятка инструкторам тренажеров, в которой отмечаются следующие достоинства метода подготовки экипажей с использованием тренажеров:

- 1) инструктор имеет больше возможностей для планирования тренировок курсантов по индивидуальным планам, что способствует лучшему усвоению материала;
- 2) инструктор может проводить практические занятия с курсантами в течение всего учебного дня;
- 3) инструктор может больше внимания уделять наиболее важным и интересным для курсантов вопросам;

- 4) инструктор может устанавливать наиболее рациональную последовательность в каждом отдельном случае выполнения задач для обеспечения максимальной эффективности тренировок;
- 5) курсанты успешнее и быстрее приобретают летные навыки;
- 6) упражнения можно повторять любое число раз;

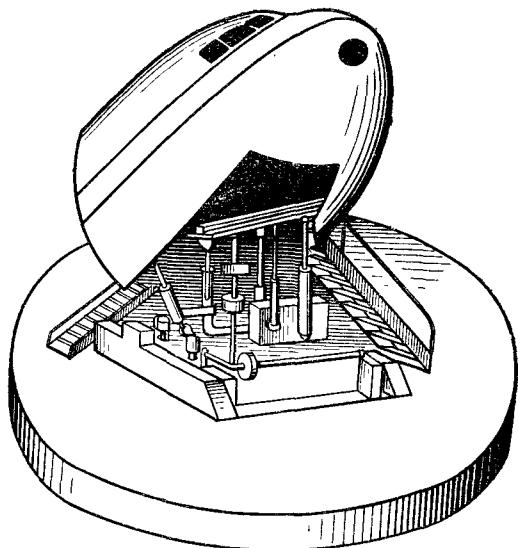


Рис. 7.2. Общий вид авиационного тренажера с подвижной кабиной, обладающей тремя степенями свободы (динамический тренажер)

- 7) ошибки экипажа можно отмечать и корректировать сразу же при их появлении;
- 8) плохие навыки и неверные действия курсантов можно своевременно выявлять и исправлять;
- 9) практически неограниченное время для тренировок позволяет достигать высокого уровня подготовки курсантов;
- 10) достаточность времени для обдумывания и решения сложных полетных заданий;
- 11) занятия способствуют развитию самостоятельности и инициативы у курсантов;
- 12) достаточность времени для обсуждения и анализа сложных проблем, возникающих в процессе подготовки курсантов.

В настоящее время находят широкое применение динамические (с подвижными кабинами) тренажеры (рис. 7.2) и статические (с неподвижными кабинами). Основными функциональными частями тренажера являются: кабина экипажа, аналого-вычислительный комплекс и системы имитации окружающей обстановки и физиологического воздействия полета. Тренажер настраивается на характеристики конкретного самолета, его системы управления и оборудования. Оборудование кабины, визуальная или радиолокационная имитация окружающей обстановки и динамики движения

самолета создают у экипажа ощущения, приближающиеся к полетным.

Блок-схема авиационного тренажера показана на рис. 7.3. Основным звеном тренажера является электронно-механическая система моделирования динамики полета, имитирующая движение самолета в воздухе и на земле с учетом управляющих действий

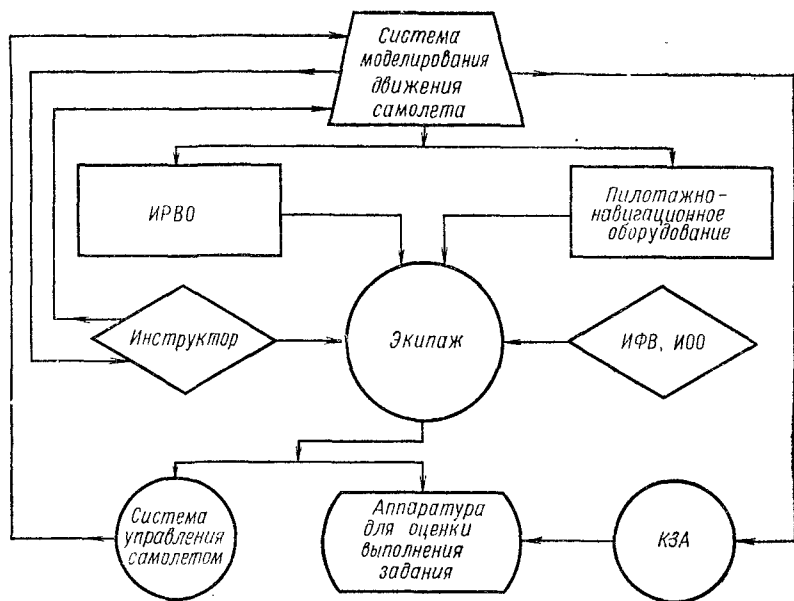


Рис. 7.3. Блок-схема авиационного тренажера

членов экипажа. Имитаторы радиолокационной и визуальной обстановки (ИРВО) обеспечивают экипаж всей информацией, необходимой для полета. Сюда входит имитация (визуальная или радиолокационная) движения самолета на взлете и посадке, движения цели при ведении воздушного боя и т. п. Для имитации воздушного боя между двумя истребителями используются тренажеры с двумя кабинами, в работе участвуют два летчика; каждый из них получает информацию о действиях противника. Имитаторы физиологического воздействия (ИФВ) моделируют кренение, снижение, вибрации при разбеге и пробеге и т. п.

Для имитации окружающей обстановки (ИОО) применяется телевизионная или кинопроекционная система. В состав телевизионной системы входят макет местности, телевизионная камера с шестью степенями свободы и индикатор для отображения визуальной обстановки. Макет местности может быть жестким или деформируемым. Жесткий макет с изображением рельефа, характера покрова (в зависимости от времени года и географической зоны), местных предметов монтируется обычно неподвижно. Теле-

визуальная камера, перемещаясь и поворачиваясь перед этим макетом, создает иллюзию движения самолета (с учетом его скорости движения, углов наклона и т. п.). Деформируемый макет местности выполняется обычно в виде кольца из гибкой ленты, протягиваемой перед телевизионной камерой. Камера также имеет все степени свободы, необходимые для наиболее полного и реального отображения условий движения самолета. Режимы движения макета и телекамеры задаются системой моделирования динамики полета.

Кинопроекционная система дает возможность получать более четкое изображение местности. Для нее требуются макеты местности значительно меньших размеров, чем для телевизионной системы. Эта система компактнее телевизионной и реальнее отображает более обширные участки местности и другие элементы окружающей обстановки. Однако ограниченная скорость протяжки киноленты не позволяет имитировать изменения скорости полета в широких пределах. Узок и диапазон допустимых отклонений имитируемой траектории полета. Существуют и более сложные системы индикации визуальной обстановки.

Для оценки действий экипажа тренажер снабжен контрольно-записывающей аппаратурой (КЗА). Она регистрирует все изменения параметров полета и положения рычагов управления.

Динамические тренажеры (по сравнению со статическими) позволяют значительно полнее имитировать условия работы и психофизиологическое влияние полета на экипаж. Они дают возможность воспроизводить угловые и линейные ускорения, что создает ощущение прямолинейного и вращательного движений самолета. Возникающие при этом у летчика ощущения дают ему информацию о начале и окончании имитируемых маневров, что помогает ему быстрее находить нужные решения. Так, например, в США широко применяются динамические тренажеры для подготовки экипажей самолетов «Боинг-747», «Дуглас» ДС-10 и «Локхид» L-1011. Эти тренажеры имеют шесть степеней свободы и воспроизводят движения крена, рыскания и тангажа (вращательные движения) и линейные перемещения вверх-вниз, вперед-назад и в стороны (скольжение на крыло вправо и влево). Хотя они и позволяют полнее имитировать условия полета, но сложнее конструктивно, больше по размерам и значительно дороже статических тренажеров.

Известно, как важно членам экипажа многоместного самолета все действия, необходимые в полете, отрабатывать одновременно и взаимосвязанно. Для этого целесообразно создать авиационный комплексный динамический тренажер, который даст возможность улучшить подготовку экипажей таких самолетов, а следовательно, повысить безопасность полета и вероятность выполнения поставленной задачи.

В США делались попытки создать и применить летающие тренажеры. Они представляют собой небольшие самолеты и вертолеты с изменяющимися в полете характеристиками устойчивости

и управляемости. На этих тренажерах можно имитировать летные характеристики маневренных и тяжелых самолетов, особые случаи в полете и т. п. Однако их применение было признано экономически неоправданным.

7.3. ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ ЛЕТЧИКА О ПРИБЛИЖЕНИИ СВАЛИВАНИЯ

7.3.1. Предупреждающие признаки и средства

Для обеспечения безопасности полета на предельных режимах летчик (экипаж) должен своевременно получать надежную и четкую информацию, предупреждающую его о приближении сваливания. О необходимости такой информации говорят, например, следующие цифры. Статистические данные об авариях и катастрофах транспортных самолетов и записи бортовой регистрирующей аппаратуры (самописцев аварийных режимов полета) показывают, что вероятность достижения в полете скорости сваливания составляет примерно $10^{-6} \div 10^{-5}$ (т. е. один случай приходится на 1 000 000—100 000 полетов), тогда как вероятность выхода на скорость, при которой необходимо посылать летчику предупреждающие сигналы о приближении срывного режима, оказывается намного большей. Она лежит в пределах $10^{-3} \div 10^{-2}$ (т. е. один выход на эту скорость приходится на 1000—100 полетов). Для маневренных военных самолетов указанные вероятности оказываются заметно большими.

В качестве источников предупреждающей информации служат естественные или искусственно созданные признаки (явления, сигналы). Эти признаки должны быть легко и безошибочно распознаваемыми, достаточно интенсивными и характерными для приближения к сваливанию.

Естественными предупреждающими признаками могут быть уже упоминавшиеся аэродинамическая тряска, покачивания или броски самолета с крыла на крыло (поперечные колебания), движения рыскания и тангажа (путевые и продольные колебания), а искусственными — тряска или толчки рычагов управления, создаваемые специальными устройствами (тактильная сигнализация), звуковые и световые сигналы. Звуковые сигналы могут подаваться летчику сиреной, звонком, голосом (например, через наушники), световые — с помощью светящихся табло и проблесковых огней. Световые сигналы обычно применяются в сочетании со звуковыми. Искусственно созданные предупреждающие признаки должны появляться при скорости, на 5—12% большей скорости сваливания. Однако эта величина может изменяться в зависимости от особенностей поведения и пилотирования данного самолета, характеристик его управляемости и устойчивости на больших углах атаки и т. д.

Самым распространенным среди естественных признаков приближения сваливания является предупреждающая аэродинамическая тряска. О появлении этого признака летчик может судить по

началу четко ощутимой вибрации всего самолета или его отдельных частей, рычагов управления. Вызывается она пульсацией давления, возникающей при срыве потока. У дозвуковых самолетов этот признак становится заметным при углах атаки начала тряски α_T , значительно меньших угла атаки начала сваливания α_c , а у сверхзвуковых самолетов при минимальной или близкой к ней

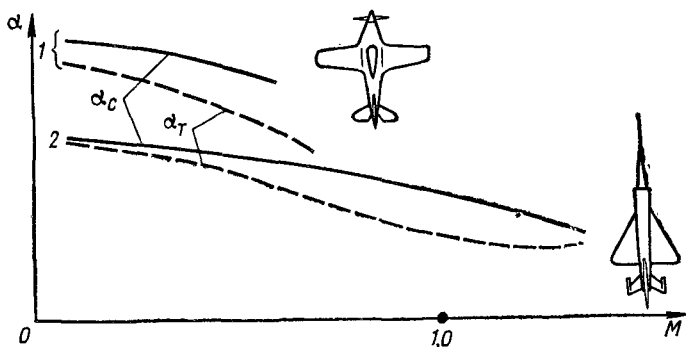


Рис. 7.4. Различия в протекании зависимостей $\alpha_c = f(M)$ и $\alpha_T = \varphi(M)$ у дозвукового (1) и сверхзвукового (2) самолетов

скорости полета тряска появляется почти непосредственно перед сваливанием, т. е. в этом случае разница между α_T и α_c очень мала или же практически эти углы совпадают (рис. 7.4).

Интенсивность предупреждающей тряски у сверхзвуковых самолетов при сваливании с малой исходной скорости полета обычно мала, летчик иногда даже не замечает выхода на α_c . Поэтому на некоторых самолетах на носовой части крыла устанавливают, например, пластинчатые турбулизаторы. Они вызывают пульсацию давления на верхней поверхности крыла, в результате чего аэродинамическая тряска возникает раньше и с приближением к α_c она интенсивно возрастает.

Выход сверхзвуковых самолетов со стреловидными или треугольными крыльями на предсрывные режимы, как отмечалось выше, обычно сопровождается покачиваниями с крыла на крыло и последующим креном в одну сторону. Иногда возникают и путевые колебания (рыскание) из-за ухудшения боковой устойчивости на больших углах атаки, а также вследствие пульсации давления, вызванной появлением области срыва потока на крыле. В некоторых случаях может возникать дивергентное движение рыскания.

Покачивания перед сваливанием у сверхзвукового самолета при малом исходном числе M и перегрузке $n_y \approx 1$ возникают при $C_y < C_{y_c}$ обычно на 15—20%, происходят с максимальной угловой скоростью крена $\omega_{x \max} = \pm 3 \div 5$ град/с и продолжаются вплоть до сваливания. Для этих самолетов значения $\alpha_{\text{доп}}$ и $C_{y \text{ доп}}$ выбирают соответствующими началу появления покачиваний (при отсутствии других эксплуатационных ограничений по α и C_y).

Если самолет, у которого естественным предупреждающим признаком приближения к сваливанию являются покачивания или броски с крыла на крыло, оборудован системой автоматической стабилизации по крену, необходимо иметь в виду следующее. При работе этой системы (в простейшем случае — при работе демпфера крена) все случайные отклонения от заданного крена парируются немедленно, что затушевывает роль покачиваний и бросков, как предупреждающих признаков. Поэтому в полете с включенной системой стабилизации распознавание летчиком приближения к режиму сваливания затрудняется, а следовательно, в его распоряжении остается меньше времени для парирования непроизвольного выхода самолета за эксплуатационные углы атаки, т. е. за предельный режим.

7.3.2. Тактильная сигнализация

Тактильная или, что то же самое, тактильно-импульсная сигнализация — искусственно создаваемые толчки и (или) подергивания рычага управления, предупреждающие летчика о приближении сваливания. Сигнализирующим элементом здесь обычно является ручка (штурвал) управления, а в некоторых случаях — педали, как, например, на американском самолете F-111 с крылом изменяемой в полете стреловидности. На этом самолете с приближением режима непроизвольного дивергентного движения рыскания (наступающего задолго до сваливания) летчику одновременно выдаются предупреждающий сигнал (в виде тряски педалей) и сигнал, указывающий, в какую сторону отклонить руль направления.

Толчки и подергивания ручки управления указывают летчику, куда, в каком направлении нужно отклонить ручку для парирования возможности попадания самолета за предельный (по углу атаки) режим: при выходе на большие положительные углы атаки эти толчки даются в направлении от себя, при выходе на такие же отрицательные углы — на себя. Подергивания и толчки передает на ручку (штурвал) управления специальный толкатель. Он начинает срабатывать при выходе самолета на угол атаки срабатывания тактильного сигнализатора $\alpha_{\text{такт}}$, величину которого можно определить из следующего выражения:

$$\alpha_{\text{такт}} = \alpha_{\text{т.с}} + \Delta\alpha_M + \Delta\alpha_\beta + \Delta\alpha_{\omega_x} + \Delta\alpha_k + K_I \dot{\alpha},$$

где $\alpha_{\text{т.с}}$ — расчетное значение угла атаки, на котором должен срабатывать тактильный сигнализатор при околонулевом числе M в координированном прямолинейном полете ($\beta=0$, $\omega_x=0$), когда угол атаки увеличивается очень плавно (скорость нарастания угла атаки по времени $\dot{\alpha} \approx 0$);

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

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

$\Delta\alpha_{\omega_x}$ — изменение расчетного угла атаки, обусловленное влиянием угловой скорости крена на $\alpha_{\text{доп}}$;

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

$K_i \dot{\alpha}$ — величина, вводимая для опережения подачи сигнала летчику в случае резкого нарастания угла атаки; эта величина пропорциональна $\dot{\alpha}$ — чем выше темп нарастания угла атаки, тем раньше (при меньших углах атаки) срабатывает тактильная сигнализация.

Тактильная сигнализация успешно применяется, когда нет надежных естественных предупреждающих признаков, а также при слишком раннем (задолго до выхода на α_c) или очень позднем (непосредственно перед выходом на α_c) их появлении. Действие предупреждающего сигнала непосредственно на управляющую руку или на ноги сокращает время реакции летчика на этот сигнал.

Данный вид сигнализации позволяет летчику без ущерба для безопасности полета при выполнении различных маневров ближе подходить к предельным режимам, шире и смелее реализовать пилотажные возможности своего самолета.

Можно существенно повысить безопасность полета на больших углах атаки применением автоматической системы парирования сваливания и штопора. Схема такой системы для самолета со двоянным штурвальным управлением показана на рис. 7.5. Принцип ее действия заключается в следующем. В аэронавигационный вычислитель (АНВ) поступают сигналы от датчиков углов атаки α и скольжения β , числа M , угловой скорости крена ω_x , а также от датчиков положения шасси и органов механизации крыла. Вычислитель предварительно (по результатам летных испытаний) настраивается на принятый для данного самолета закон изменения предельно допустимого угла атаки $\alpha_{\text{доп}}$ в зависимости от числа M , угла β , угловой скорости крена ω_x , скорости изменения углов α и β по времени и от полетной конфигурации самолета. В вычислитель поступают сигналы и от датчика текущих значений истинного угла атаки самолета.

АНВ по всем параметрам, поступающим от датчиков, определяет значение $\alpha_{\text{доп}}$. Как только во время полета $\alpha_{\text{ист}}$ достигнет величины $\alpha_{\text{доп}}$, вычислитель посылает импульс на срабатывание вибратора — тактильного сигнализатора на штурвале. По этому сигналу летчик принимает меры для перевода самолета на эксплуатационные углы атаки. Если же по какой-либо причине самолет все-таки выйдет на $\alpha > \alpha_{\text{доп}}$, вычислитель выдает команду уже на срабатывание толкателя штурвала. Толкатель принудительно отклоняет штурвал на парирование сваливания и удерживает штурвал в отклоненном положении до возвращения самолета на эксплуатационный режим полета.

Следует отметить, что достичь высокой точности определения приближения к режиму сваливания, используя для этого только угол атаки самолета, нельзя, так как в реальных условиях невоз-

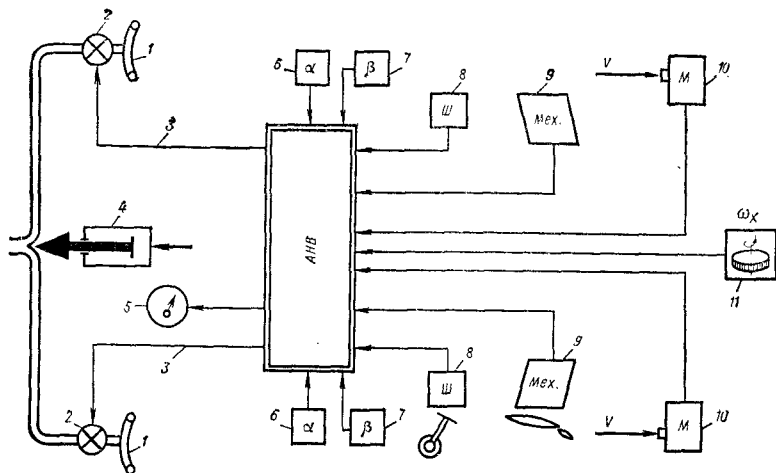


Рис. 7.5. Принципиальная схема автоматической системы парирования сваливания и штопора:

1 — штурвал управления; 2 — вибратор (кулачковый механизм); 3 — сигнал тактильного сигнализатора; 4 — толкатель штурвала; 5 — индикатор сваливания (указатель α , $\alpha_{\text{доп}}$ и α_c) с сигнальным устройством; 6 — датчик угла атаки; 7 — датчик угла скольжения; 8 — датчик положения шасси; 9 — датчик положений органов механизации; 10 — датчик числа М; 11 — датчик угловой скорости крена

можно заранее учесть влияние некоторых факторов (перегрузки и темпа ее нарастания, упругих деформаций конструкции, обледенения крыла и т. д.) на угол атаки начала срыва потока с крыла. Но известно, что под действием указанных факторов этот угол α может существенно изменяться. Следовательно, может изменяться и $\alpha_{\text{доп}}$ (определяемый с запасом от α начала срывного режима). Это изменение достигает значительной величины: $\Delta\alpha_{\text{доп}} \geq 5 \div 10^\circ$. Поэтому, как уже указывалось, для предупреждения о наступлении срывного режима целесообразнее использовать в качестве определяющего параметра не угол атаки, а, например, показатель характера изменения распределения давления (градиента давления) в пограничном слое. Это даст возможность весьма точнее определять приближение к режиму сваливания.

Изложенный в книге материал дает летчику полное представление об особенностях поведения и пилотирования современных до-, около- и сверхзвуковых самолетов на предельных и близких к ним режимах полета. Понимание указанных и порождающих их причин позволит летчику уверенней ориентироваться во всем многообразии явлений, связанных с предельными режимами, находить наиболее правильные и своевременные решения при различных ситуациях в полете и производить все необходимые действия для эффективного использования возможностей как самолета, так и авиационного комплекса в целом.

ЛИТЕРАТУРА

- Аронин Г. С. Практическая аэродинамика. М., Воениздат, 1962.
- Бюшгенс Г. С., Студнев Р. В. Динамика пространственного движения самолета. М., «Машиностроение», 1967.
- Галлай М. Л. Полет самолета с неполной и несимметричной тягой. М., «Машиностроение», 1970.
- Галлай М. Л. Через невидимые барьеры. Испытано в небе. М., «Молодая гвардия», 1965.
- Калачев Г. С., Котик М. Г. Свалливание и штопор современных самолетов. — В сб.: Летчику о практической аэродинамике. М., Воениздат, 1961.
- Котик М. Г. Динамика штопора самолета. М., «Машиностроение», 1976.
- Котик М. Г. Расчет траектории движения самолета в штопоре. «Труды ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского». Вып. 1028, 1964.
- Котик М. Г. Критические режимы сверхзвукового самолета. М., «Машиностроение», 1967.
- Котик М. Г. Определение некоторых характеристик штопора самолета. «Известия высших учебных заведений». Сер. «Авиационная техника», 1965, № 3.
- Летные испытания самолетов. М., «Машиностроение», 1963. Авт.: М. Г. Котик [и др.].
- Мельников А. П. Аэродинамика больших скоростей. М., Воениздат, 1961.
- Микоян С. А. Динамический метод набора высоты. — В сб.: Летчику о практической аэродинамике. М., Воениздат, 1961.
- Мхитарян А. М. Аэродинамика. М., «Машиностроение», 1970. Динамика полета. (Под ред. Мхитарян А. М.) М., «Машиностроение», 1971.
- Остославский И. В. Аэродинамика самолета. М., «Машиностроение», 1957.
- Пономарев А. Н. Ракетоносная авиация. М., Воениздат, 1964.
- Платонов К. К. Психология летного труда. М., Воениздат, 1960.
- Практическая аэродинамика самолетов с турбореактивными двигателями. М., Воениздат, 1969. Авт.: В. Г. Брага [и др.].
- Практическая аэродинамика самолетов с турбовинтовыми двигателями. М., Воениздат, 1970. Авт.: А. А. Дьяченко [и др.].
- Пышнов В. С. Динамические свойства самолета. М., Оборонгиз, 1951.
- Пышнов В. С. Как был покорен штопор. — «Авиация и космонавтика», 1967, № 8.
- Пышнов В. С. Кризисные явления при обтекании крыльев. — В сб.: Научно-методические материалы по вопросам динамики полета. Изд. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1972.
- Пышнов В. С. Энергетический расчет изменения скорости полета в процессе маневрирования самолета. — В сб.: Научно-методические материалы по вопросам динамики полета. Изд. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1972.
- Филиппов В. В. Как летчику бороться с отрицательной тягой. М., Воениздат, 1966.
- Чжен П. Отрывные течения. Т. 1. М., «Мир», 1972; т. 2 и 3. М., «Мир», 1973.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Предисловие	3
Основные обозначения	8
Глава 1. Предельные режимы полета	11
1.1. Виды предельных режимов	—
1.2. Предельные приборные скорости (скоростные напоры) и числа М	13
1.3. Минимальные предельные скорости маневрирования	17
1.4. Предельные углы атаки	18
1.5. Предельные перегрузки	19
1.6. Предельные высоты полета	23
1.6.1. Потолок самолета	—
1.6.2. Предельно малые высоты	28
1.7. Расчет коэффициентов подъемной силы самолета	31
Глава 2. Особенности управляемости и устойчивости маневрирующего самолета	37
2.1. Конструктивно-аэродинамические и эксплуатационные особенности сверхзвукового самолета	—
2.2. Влияние параметров полета на управляемость и устойчивость самолета	39
2.2.1. Влияние угла атаки на управляемость	—
2.2.2. Влияние угла атаки на устойчивость	41
2.2.3. Влияние числа М на устойчивость и управляемость	44
2.2.4. Влияние высоты полета на устойчивость и управляемость	45
2.3. Неблагоприятные особенности в поведении и пилотировании сверхзвукового самолета	46
2.3.1. Особенности продольного движения	—
2.3.2. Особенности бокового движения	53
2.4. Аэроинерционное вращение	55
Глава 3. Характеристики сваливания	60
3.1. Физическая сущность и виды сваливания	—
3.2. Влияние конструктивно-аэродинамических факторов на сваливание	66
3.3. Влияние исходного режима полета на сваливание	75
3.3.1. Влияние интенсивности маневра	—
3.3.2. Влияние параметров исходного режима	78
3.4. Особенности сваливания на большой сверхзвуковой скорости и динамических высотах	82
3.5. Сваливание в болтанку и при обледенении	85
3.6. Влияние на сваливание полетной конфигурации самолета	88
3.6.1. Влияние механизации крыла	—
3.6.2. Влияние изменения геометрии крыла	90
3.7. Влияние на сваливание непосредственного управления подъемной силой и близости земли	93

Глава 4. Предотвращение сваливания и вывод самолета из него . . .	98
4.1. Факторы, влияющие на поведение самолета при сваливании . . .	—
4.2. Предотвращение сваливания	101
4.3. Вывод самолета из сваливания. Ошибки пилотирования, способствующие сваливанию	108
Глава 5. Характеристики штопора	114
5.1. Физическая сущность штопора	—
5.1.1. Авторотация	—
5.1.2. Влияние стреловидности крыла и скольжения на авторотацию	118
5.1.3. Переход от сваливания к штопору	120
5.2. Виды штопора	121
5.2.1. Неустойчивые нормальный и перевернутый штопоры	126
5.2.2. Устойчивые нормальный и перевернутый штопоры	131
5.3. Особенности штопора современных сверхзвуковых самолетов	139
5.3.1. Штопор на переходном (начальном) участке режима	140
5.3.2. Вертикальный (развившийся) штопор	147
5.3.3. Особенности штопора на динамических высотах и сверхзвуковых скоростях	152
5.3.4. Взаимовлияние режима работы двигателя и режима штопора	160
Глава 6. Вывод самолета из штопора	164
6.1. Отклонения рычагов и органов управления самолетом при штопоре	—
6.2. Особенности управления самолетом в штопоре	171
6.3. Влияние отклонения элеронов на штопор	172
6.4. Методы вывода из нормального штопора	188
6.5. Методы вывода из перевернутого штопора	199
6.6. Ошибки пилотирования при штопоре	204
6.6.1. Применение излишне «сильного» метода вывода	207
6.6.2. Применение излишне «слабого» метода вывода	212
6.6.3. Нарушение последовательности отклонения рулей	—
6.6.4. Отклонение элеронов в штопоре	213
6.6.5. Ошибки из-за потери пространственной ориентировки в штопоре	217
6.7. Дополнительные методы и средства вывода из штопора	221
Глава 7. Обеспечение безопасности полета на предельных режимах . .	224
7.1. Выбор летных ограничений	—
7.2. Применение авиационных тренажеров	227
7.3. Предупреждение летчика о приближении сваливания	232
7.3.1. Предупреждающие признаки и средства	—
7.3.2. Тактильная сигнализация	234
Литература	237

Михаил Григорьевич Котик, Василий Васильевич Филиппов

ПОЛЕТ НА ПРЕДЕЛЬНЫХ РЕЖИМАХ

Редактор *Н. Н. Гаврилов*
Технический редактор *М. В. Федорова*
Корректор *Н. Б. Кузнецова-Морева*

ИБ № 682

Г-92591	Сдано в набор 10.9. 76 г.	Подписано в печать 22.4.77 г.
Формат 60×90/16.	Печ. л. 15. Усл. печ. л. 15+1 вкл. 1/4 п. л., 0,25 усл. печ. л.	
	Уч.-изд. л. 15,636	
Бумага тип. № 2	Цена 1 руб. 8 коп.	Тираж 17 000 экз.
Изд. № 7/643		Зак. 632

Воениздат, 103160, Москва, К-160
2-я типография Воениздата
1910065, Ленинград, Дворцовая пл., 10

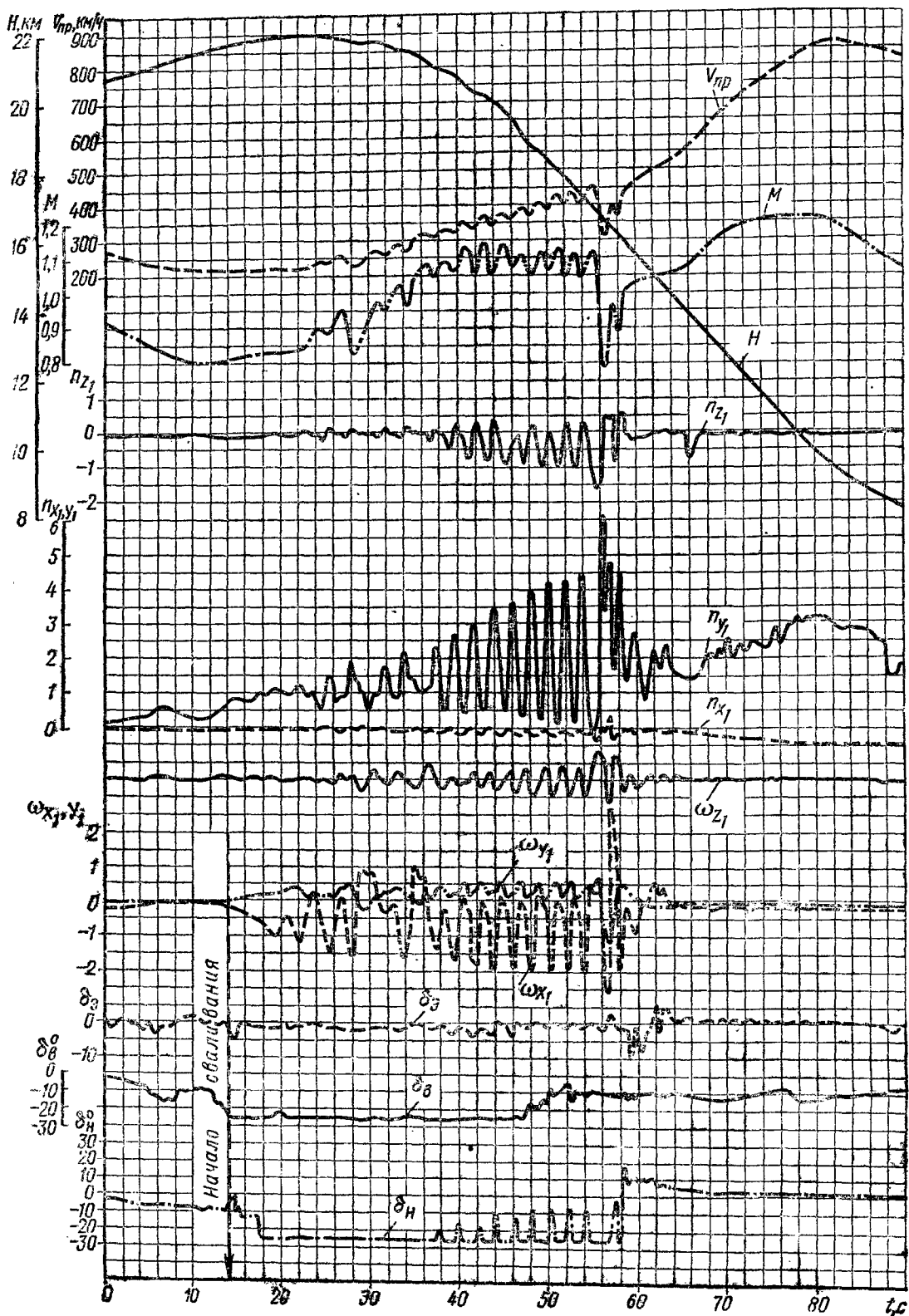


Рис. 5.9. Нормальный неустойчивый штурман с нарастающими колебаниями перегрузки